

Trabajo Fin de Grado

Ingeniería Aeroespacial

Estudio computacional de las fase de vuelo en crucero y en transición de una aeronave convertible: Proyecto EMERGENTia

Autor: Fernando Pérez Rubio

Tutor: Sergio Esteban Roncero

Dep. de Ingeniería Aeroespacial
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2019



Trabajo Fin de Grado
Ingeniería Aeroespacial

Estudio computacional de las fase de vuelo en crucero y en transición de una aeronave convertible: Proyecto EMERGENTla

Autor:

Fernando Pérez Rubio

Tutor:

Sergio Esteban Roncero

Dep. de Ingeniería Aeroespacial
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2019

Trabajo Fin de Grado: Estudio computacional de las fase de vuelo en crucero y en transición de una aeronave convertible: Proyecto EMERGENTia

Autor: Fernando Pérez Rubio

Tutor: Sergio Esteban Roncero

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2019

El Secretario del Tribunal

*A aquellos que están lo
suficientemente locos para pensar
que pueden cambiar el mundo.*

Agradecimientos

“Aquí comienza algo muy grande” rezaba la primera hoja de cada libreta de apuntes que marcaba el inicio de cada asignatura de primero allá por el año 2014.

Curioso saber cómo enfocar 5 años de apoyo continuo por tantísimas personas, tantas razones, tantos puntos a unir y tantos momentos en unas cuantas líneas.

Agradecer en primer lugar a los grandes causantes de mi paso por la carrera de mis sueños, mis padres. Sin ellos, no estaría, en absoluto, escribiendo estas líneas. Y cómo no, mis hermanos, que el triángulo que formamos nunca deje de existir con la fuerza que tiene actualmente. Abuela, desde el cielo te estarás echando la mano a la cara pensando que vaya disgusto esto de los aviones. $7 \times 7 = 42$ siempre, recuerda.

Por otro, a los grandes causantes de que no haya abandonado en los momentos duros: Pablo y ARUS. Quien bien me conoce sabe que no sería justo por mi parte adjudicar unas simples palabras escritas a cualquiera de los dos. Siempre a vuestros pies. Aquí vais todos y cada uno de los que habéis formado parte de mi vida y la habéis, de alguna forma, marcado. Si me pusiera a escribir sobre cada uno de vosotros, se queda la Tierra sin papel. Os quiero.

Por último, reconocer a las 2 personas que han formado mi equipo de TFG. Carlos y Sergio. Es acojonante la de facilidades y ayuda que me habéis dado. La nota que tenga es más vuestra que mía.

“Aquí continua lo que, sin duda, ha sido mucho más que grande”. 2019.

Resumen

Trabajo Fin de Grado basado en CFD del modelo a escala 1:4 del avión del Proyecto ERMERGANTia cuyo propósito es encontrar una forma óptima de modelar el problema computacional para conseguir los resultados más próximos a la realidad posibles. Para ello primeramente se adecúa la geometría según las condiciones que se requieren para el software y se realiza un estudio de ley de la pared y blockage effect. Una vez hecho esto, se realizará un estudio de sensibilidad de malla tanto en 2D como en 3D y de modelos turbulentos y modelos de transición a la turbulencia que permita ser eficiente en cuanto al coste computacional a lo largo de los diversos análisis a realizar. Por último se realiza un barrido de diferentes actitudes del modelo para obtener unos resultados en función del modelo de turbulencia usado que puedan posteriormente ser comparados con los datos experimentales obtenidos en túnel de viento real.

Agradecimientos	vii
Resumen	viii
Índice	ix
Índice de Tablas	x
Índice de Gráficas	xi
Índice de Ilustraciones	xii
1 Introducción	11
1.1 Contextualización: Proyecto EMERGENTia	11
1.2 Motivación, justificación y objetivos	11
1.3 Estructura del documento	12
2 Simulación numérica en Star CCM+ del ensayo en túnel de viento del modelo	13
2.3. Geometría	14
2.4. Condiciones de contorno	20
2.5. Malla	22
2.6. Física del problema. Modelo turbulento y modelo de transición a la turbulencia	25
2.7. Estudio de sensibilidad de malla y modelo turbulento en 2D	28
2.8. Estudio de sensibilidad de malla y modelo turbulento en 3D. Wake Refinement	39
3 Estudio aerodinámico durante la fase de crucero	47
3.1. Set-up estudio longitudinal	47
3.2. Resultados comportamiento longitudinal	50
3.3. Set-up estudio en guiñada	60
3.4. Resultados comportamiento en guiñada	60
3.5. Set-up estudio en balance	64
3.6. Resultados comportamiento en balance	64
4 Estudio aerodinámico del comportamiento longitudinal durante la fase de transición	68
5 Comparativa con datos experimentales en túnel de viento real	71
6 Conclusiones y trabajo futuro	75
Anexos	78
A. Blockage effect en túnel de viento	78
B. Comportamiento a altos ángulos de ataque	79
C. Comportamiento del flujo cerca de la pared. Wall y+	80
Referencias	84

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Boundary conditions	21
Tabla 2. Parámetros malla en las paredes del túnel de viento	24
Tabla 3. Parámetros malla modelo	25
Tabla 4. Parámetros de malla constantes 2D	29
Tabla 5. Física del problema en 2D	29
Tabla 6. Parámetros de las diferentes mallas estudiadas en 2D	30
Tabla 7. Valores D-L perfil 2D / K-Omega con Gamma Transition	33
Tabla 8. Parámetros constantes de malla en 3D	39
Tabla 9. Parámetros de las diferentes mallas estudiadas en 3D	40
Tabla 10. Parámetros análisis con Wake	46
Tabla 11. Resultados numéricos análisis longitudinal en crucero (15 m/s)	50
Tabla 12. Resultados barrido de guiñada	60
Tabla 13. Resultados barrido de balance	64
Tabla 14. Resultados numéricos análisis longitudinal en transición (10 m/s)	68
Tabla 15. K-Omega sin transición	74
Tabla 16. K-Omega con Gamma Transition	74

ÍNDICE DE GRÁFICAS

Gráfica 1. D-L perfil 2D / K-Omega con Gamma Transition	32
Gráfica 2. Distribución de presiones sobre el perfil 2D / K-Omega con Gamma Transition	33
Gráfica 3. Residuals / K-Omega con Gamma Transition	34
Gráfica 4. D-L perfil 2D / K-Omega sin modelo de transición	35
Gráfica 5. Distribución de presiones sobre el perfil 2D / K-Omega sin modelo de transición	35
Gráfica 6. Residuals / K-Omega sin modelo de transición	36
Gráfica 7. D-L perfil 2D / K-Epsilon	36
Gráfica 8. Distribución de presiones sobre el perfil 2D / K-Epsilon	37
Gráfica 9. Vectores de velocidad. Mesh 11 / target 0,65mm	37
Gráfica 10. Evolución D-L perfil 2D según número de celdas	39
Gráfica 11. Evolución CD-CL / Residuals 3D. Mesh 11 / target 0,65mm	42
Gráfica 12. Distribución de presiones sección ala. Mesh 11 / target 0,65mm	43
Gráfica 13. Evolución CL-CD según nº celdas en 3D / K-Epsilon	44
Gráfica 14. Influencia del wake	46
Gráfica 15. D, L, M, E en crucero en función del ángulo de ataque	51
Gráfica 16. Distribución de presiones sección a 1cm del plano de simetría	54
Gráfica 17. Distribución de presiones sección a 20cm del plano de simetría	55
Gráfica 18. Vectores de velocidad sección a 20cm del plano de simetría	57
Gráfica 19. Evolución CDP	59
Gráfica 20. Evolución de las fuerzas en guiñada	61
Gráfica 21. Evolución de las fuerzas en balance	65
Gráfica 22. D, L, M, E en transición en función del ángulo de ataque	70

ÍNDICE DE ILUSTRACIONES

Ilustración 1. Geometría CAD del modelo	15
Ilustración 2. Dimensiones modelo	15
Ilustración 3. Sistema de referencia local	16
Ilustración 4. Refinamiento CAD encastre	16
Ilustración 5. Refinamiento CAD cola	17
Ilustración 6. Zona de test del túnel de viento	17
Ilustración 7. Estructura soporte modelo en túnel de viento real	18
Ilustración 8. Posición relativa entre modelo y paredes con el ángulo de ataque máximo y ángulo de guiñada máximos estudiados	18
Ilustración 9. Dimensiones túnel de viento en STAR CCM+	19
Ilustración 10. Wall Y+ en un análisis con wrapper (arriba) y sin wrapper (abajo)	20
Ilustración 11. Operación substract	21
Ilustración 12. Evolución entre superficie inicial y superficie tras el “remeshing” [1]	23
Ilustración 13. Trimmer cells [1]	23
Ilustración 14. Concepto de Prism Layer Mesher [1]	24
Ilustración 15. Mesh 1 / target size 1.15mm - minimum size 0.625mm	30
Ilustración 16. Mesh 14 / target size 0.50mm - minimum size 0.125mm	31
Ilustración 17. Malla tridimensional. Mesh 11 / target 0,65mm	40
Ilustración 18. Perfil mallado en 3D. Mesh 11 / target 0,65mm	41
Ilustración 19. Influencia de la estela en el ángulo de ataque efectivo	45
Ilustración 20. Malla con y sin wake refinement	46
Ilustración 21. Estimación Cuerda Aerodinámica Media	48
Ilustración 22. Eje sobre el que se toman momentos	49
Ilustración 23. Malla modelo usando simetría	49
Ilustración 24. CL (verde), CD (rojo), CM (azul) en función de α [6]	52
Ilustración 25. Posición CDP según ángulo de ataque	59
Ilustración 26. Mallado modelo completo	60
Ilustración 27. Streamlines para 20°	61
Ilustración 28. Distribución de presiones en guiñada vista desde atrás	63
Ilustración 29. Modelo con ángulo de balance	64
Ilustración 30. Perfiles de presiones sobre sección transversal que corta a las alas	67
Ilustración 31. Sustentación calculada en túnel de viento real para varias velocidades	71
Ilustración 32. Sustentación CFD para $v=15\text{m/s}$ (54km/h)	72
Ilustración 33. Sustentación CFD para $v=10\text{m/s}$ (36km/h)	72
Ilustración 34. Resistencia calculada en túnel de viento real para varias velocidades	73

Ilustración 35. Resistencia CFD para $v=15\text{m/s}$ (54km/h)	73
Ilustración 36. Resistencia CFD para $v=10\text{m/s}$ (36km/h)	74
Ilustración 37. Comparación streamlines con y sin paredes	78
Ilustración 38. CL (verde), CD (rojo), CM (azul) en función de α [6]	79
Ilustración 39. Comportamiento de la capa límite turbulenta	81

1 INTRODUCCIÓN

1.1 Contextualización: Proyecto EMERGENTia

EMERGENTia (del extracto en inglés de "DevElopment of an unManned convERTible aircraft for rapid and efficient deployment in emerGENcy situaTions") nace con el objetivo general de diseñar y desarrollar un prototipo de aeronave, VTOL-CP con capacidades específicas para misiones de emergencia, búsqueda y salvamento.

Este proyecto toma forma en el 2014 dentro de la Estrategia española de Ciencia, tecnología e innovación. En concreto pertenece a la convocatoria de apoyo al I+D+i orientada a los retos de la sociedad en transporte inteligente, sostenible e integrado y a los retos de salud, cambio demográfico y bienestar.

En los últimos años el uso de UAV ("Unmanned Aerial Vehicles") y RPAS ("Remotely Piloted Aircraft System") ha tenido una gran implementación en las misiones de búsqueda y rescate (SAR, "Search and Rescue") gracias al amplio abanico de posibilidades que estos ofrecen. Sin embargo, la incertidumbre en ciertas ocasiones de las condiciones del terreno donde se ha de aterrizar inhabilita a aquellos que tengan ala fija. Así pues, se apuesta por un sistema no tripulado con despegue y aterrizaje vertical (VTOL por las siglas en inglés de Vertical Take Off and Landing), clave para el acceso a zonas de terreno abruptas y vuelo a punto fijo, lo que permite misiones de suministro de equipos y despliegue estático de sensores.

Se opta por una la tecnología de rotores inclinables ("tilt rotor aircraft"), es decir, se incluirán en el vehículo mecanismos para cambiar la orientación del conjunto rotor-motor, de manera que puedan operar como una hélice convencional de avión o como rotores que proporcionen la tracción suficiente para operar de forma análoga a un helicóptero.

La flexibilidad que aporta esta tecnología presenta algunos inconvenientes que hacen que no sea ideal y el desarrollo de esta se haya visto un poco frenado. Por un lado, el mecanismo de cambio de orientación de motores es complejo e introduce más peso y resistencia que un anclaje normal. Esto lleva a que el alcance, autonomía y carga de pago disminuyan. Por otro, en el vuelo de transición entre un modo de operación y otro, la aeronave se hace inestable y las necesidades de control de actuación se incrementan. Ambos puntos suponen un reto tecnológico para el equipo de investigadores.

1.2 Motivación, justificación y objetivos

Desde el nacimiento de EMERGENTia se ha focalizado en hacer un estudio riguroso de todos los aspectos que engloban al concepto que se quiere desarrollar y especialmente de aquellas peculiaridades que incumben al proyecto de las que no se tiene una amplia base o experiencia previa. Es así pues que el comportamiento del avión en el momento de rotación de los motores pasando de una configuración tipo helicóptero a una configuración de ala fija es un punto estratégico del proceso de diseño.

La actitud en la transición del VTOL que se está desarrollando es ligeramente impredecible ya que la forma de este no se ajusta a ningún otro avión desarrollado y estudiado con anterioridad del que se pueda obtener la información necesaria. Por tanto, la elaboración de un estudio en profundidad de todos los aspectos que engloba debe ser llevado a cabo íntegramente.

En los últimos años, los sistemas de modelación computacional de fluidos han evolucionado exponencialmente en cuanto a precisión, velocidad y capacidad de análisis llevándolos a ser referente en cualquier fase de diseño. Al solo necesitar un computador, un software y un reducido grupo de personas (o incluso una sola), estos métodos cuentan con una excepcional ratio precisión/coste. Además, la obtención de resultados es una tarea relativamente rápida y exenta de riesgo físico o material. Con todo esto, el CFD (Computacional Fluid Dynamics) es una herramienta muy útil para el proceso que nos trae entre manos.

Es así pues que nace la necesidad de realizar este Trabajo Fin de Grado al que se le encomienda el objetivo

principal de realizar unas primeras simulaciones en CFD donde se barra un determinado rango de actitudes de un modelo a escala del avión. Con ellas, posteriormente y a través del Trabajo de Fin de Grado de Victoria Prieto, se realizará la validación de los resultados obtenidos recurriendo a los ensayos en túnel de viento real. De esta manera, se determinará si el proceso de modelado en CFD aquí seguido se adapta correctamente a la realidad. Si fuera así, se podrá recurrir a él de forma sistemática a la hora de diseñar futuros cambios en la geometría del avión y conocer de forma rápida el efecto que provocan. En caso de no hacerlo, se tendrá una base sólida de la cual partir para cambiar ciertos parámetros y así llegar al modelado óptimo.

Por otro lado, y aprovechando los análisis realizados, se establece como objetivo secundario caracterizar el comportamiento del fluido a través del fuselaje y las alas mediante representaciones de las presiones y vectores de velocidad sobre ciertas secciones. De esta manera se tendrá conocimiento sobre él y se podrán determinar posibles zonas con comportamientos no deseados como puede ser el desprendimiento.

1.3 Estructura del documento

El presente proyecto se estructura de forma lógica como sigue:

- Contextualización, motivación y justificación de los motivos que llevan a realizar dicho proyecto en el *apartado 1*.
- Explicación general de las herramientas de las cuales se va a hacer uso para conseguir los resultados buscados además de las hipótesis, medidas y valores de las magnitudes y parámetros pertinentes en el *apartado 2*.
- Análisis pormenorizado de la información obtenida tras la realización de los estudios computacionales en fase de crucero y en fase de transición del UAV en los *apartados 3 y 4*.
- Comparativa con los datos experimentales de túnel de viento con los que se cuenta y pautas para llevar a cabo nuevas pruebas experimentales para facilitar la tarea de combinar CFD con túnel de viento real en el *apartado 5*.
- Conclusiones y pautas a seguir para seguir adelante con el proyecto aquí comenzado en el *apartado 6*.

2 SIMULACIÓN NUMÉRICA EN STAR CCM+ DEL ENSAYO EN TÚNEL DE VIENTO DEL MODELO

La idea de túnel de viento es muy básica: se trata de simular fielmente las condiciones en las que va a operar un avión o cualquier otro tipo de aparato para poder obtener los datos que nos interesen y poder evaluarlos. Es así un método alternativo a volar con todos los instrumentos de medida a bordo por la dificultad y riesgo que ello conlleva si hay incertidumbre en cómo se va a comportar.

Al contrario que las pruebas en vuelo, el estudio en túnel de viento es un estudio estático que se puede llevar a cabo sobre un modelo cuyo coste y riesgo al ponerlo a prueba sean mucho menores que en el objetivo final. A día de hoy, nadie considera la opción de fabricar un avión sin haberlo testeado previamente en túnel de viento.

Si bien es cierto lo anteriormente comentado, el diseño, construcción y puesta en marcha de un túnel de viento tiene un coste muy elevado. De ahí que los ingenieros de diseño históricamente hayan exprimido todas las posibilidades para hacer rentable su uso. Es así como nace el CFD, “Computational Fluid Dynamics”. La Dinámica de fluidos computacional utiliza métodos numéricos y algoritmos para poder resolver el comportamiento de un fluido según las condiciones a las que esté sometido a través de un ordenador.

Como todo método numérico, toma ciertas simplificaciones que hacen posible su desarrollo. Esto conlleva que los resultados sean solo aproximados. Depende de la pericia del ingeniero encargado de desarrollar el estudio en CFD que la aproximación sea fiel o no a la realidad.

Generalmente en la industria el proceso de diseño combina ambas técnicas. Primero se desarrolla un diseño conceptual que se analiza en CFD por la rapidez de resultados y el menor coste que supone respecto a fabricar directamente el modelo. Este se va madurando con varias iteraciones y cuando se entiende que se tiene un primer diseño robusto, se prueba en túnel de viento para validar que los resultados que se han ido obteniendo son adecuados. A partir de esta certificación, se vuelve al CFD ya que, su versatilidad y el amplio abanico de posibilidades que ofrece como por ejemplo obtener gráficos de distribución de presiones, vectores de velocidad, puntos de desprendimiento, vórtices, etc... conducen a lograr un diseño muy consolidado. Por último, la versión definitiva normalmente se vuelve a testear en túnel de viento.

A la hora de llevar a cabo un estudio en túnel de viento hay que tener ciertos factores en cuenta que te permitan afirmar que los datos aquí obtenidos son extrapolables a la realidad. De otro modo, estos pueden diferir en gran medida y resultar inútil tanto la simulación numérica como las horas y el dinero invertidos en túnel de viento.

Los factores que influyen para poder hacer una comparativa precisa entre los datos numéricos y experimentales son:

- Número de Reynolds. Tanto en el túnel como en CFD el número de Reynolds a través de la geometría debe ser el mismo. Solo así el efecto relativo de la inercia respecto al efecto de las fuerzas viscosas será similar. Este aspecto toma especial importancia cuando el modelo de túnel de viento es un modelo a escala debido al altísimo coste que supondría contar con un túnel de viento de tan grandes dimensiones.
- Condiciones de contorno. Las condiciones de rugosidad superficial, densidad del fluido, efecto suelo, etc... deben ser acordes al propósito que se tiene entre manos.
- Tamaño del modelo y sección de test. El marco ideal para un ingeniero sería poder testear el modelo a escala real a las mismas condiciones de operación que las reales. En muchas ocasiones, como ya hemos comentado, esto es imposible por lo que se recurre a un modelo a escala confinado entre las paredes que forman el túnel. Aquí pasa a tomar especial importancia el “Blockage effect”, desarrollado en el *Anexo A. Blockage effect en túnel de viento*.

Existen diversos softwares CFD. Entre los más frecuentes en la industria se encuentran Ansys Fluent, STAR CCM+ y OpenFOAM. Para llevar a cabo este trabajo se decide usar STAR CCM+ debido a la gran versatilidad de modelados que te permite y la disponibilidad de licencias cedidas a la Escuela Técnica Superior de Ingeniería

de la empresa SIEMENS PLM a través de patrocinio al Equipo Andalucía Racing Team - ARUS, el portal de base de datos, documentación y ayuda del software [1] y la experiencia propia del alumno en su uso.

El análisis en STAR CCM+, al igual que el resto de softwares CFD, cuenta con 3 etapas diferenciadas [2]:

- **Pre-procesado:**

También conocido como set up. Se preparan y definen todos los elementos y parámetros necesarios para realizar la simulación. Entre ellos destacan: la geometría, la malla y las condiciones de contorno del fluido y el modelo de turbulencia. La precisión del CFD depende fuertemente de la elección de estos parámetros.

- **Procesado:**

Se realiza la simulación propiamente dicha en la cual se resuelven las ecuaciones de forma iterativa. Para ello hay que elegir el solver adecuado a las características propias del problema y las características de la simulación.

- **Post procesado:**

Se realiza la visualización y análisis de los resultados de la simulación. Esta es la fase donde el ingeniero debe interpretar la información de manera lógica, ver si los resultados son coherentes y tomar decisiones sobre el grado de validez del análisis.

Teniendo en cuenta lo descrito, pasamos a describir el proceso de modelaje del problema llevado a cabo.

2.3. Geometría

Con el objetivo de poder comparar de forma directa los resultados obtenidos en el túnel de viento y los resultados de CFD, se toma la decisión de generar en STAR CCM+ exactamente las mismas condiciones que se van a tener en el momento del ensayo real. Esto es:

- La geometría introducida tendrá las dimensiones del modelo impreso en 3D que se introducirá en el túnel de viento. Más específicamente, este está escalado a 1:4 del tamaño real del avión (*ver Ilustración 2*) para así poder cumplir la hipótesis de despreciar el “Blockage Effect”, tal y como se explica en el *Anexo A. Blockage effect en túnel de viento*.

Consta con una envergadura de 628,35mm y la distancia entre el morro y el punto más atrasado de la cola es 437,73mm.

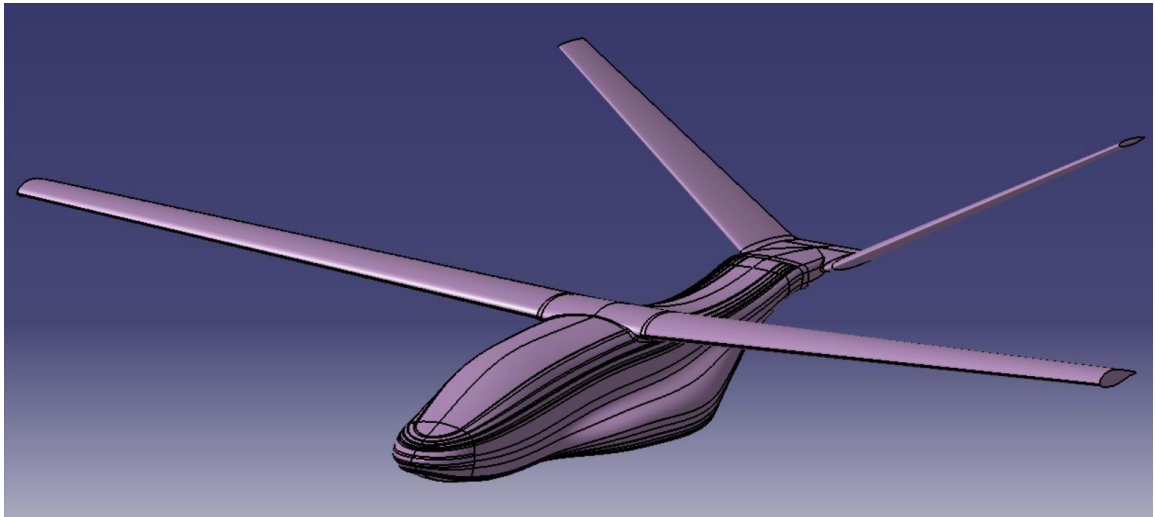


Ilustración 1. Geometría CAD del modelo

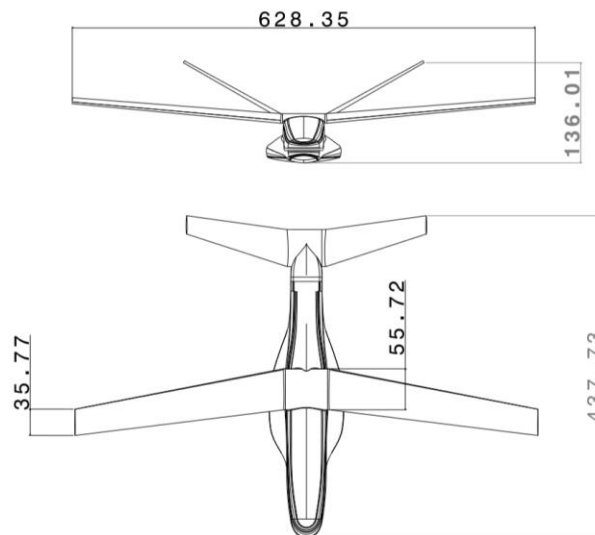


Ilustración 2. Dimensiones modelo

- El sistema de referencia local utilizado de aquí en adelante se corresponde con un sistema cartesiano con origen en el punto más adelantado del morro. El plano XZ será el plano de simetría, el plano YZ será el transversal y el XY completa el triedro tal y como se ve en la siguiente ilustración:

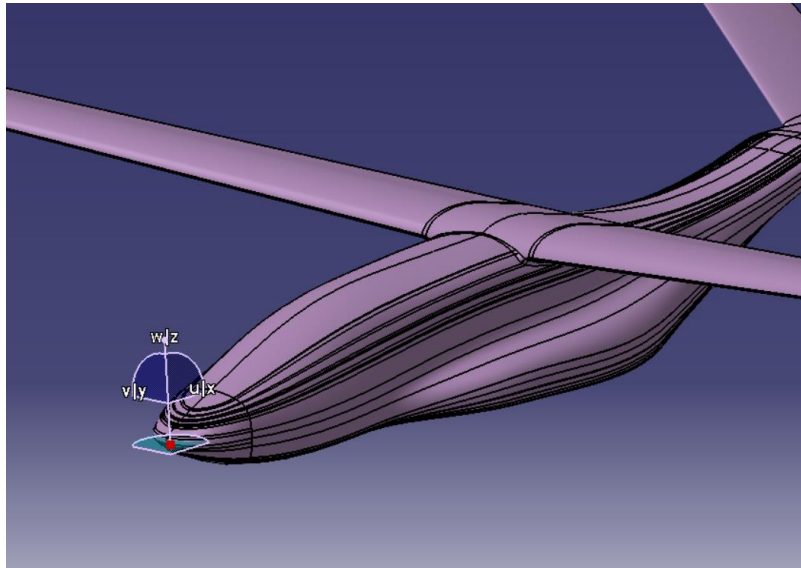


Ilustración 3. Sistema de referencia local

- A lo largo de los primeros análisis la geometría en CATIA se refinan ciertas zonas propensas a que el software no sea capaz de calcularlas bien debido a desajustes entre las distintas superficies que forman el avión o a tangencias difícilmente mallables. Sirva como ejemplo la *Ilustración 4* donde se detalla el redondeo realizado en el encastre del ala para evitar una esquina reentrante de 90° y el redondeo del borde de salida de la cola para evitar dos superficies tangentes en una línea y las complicaciones en el mallado que ello conlleva.

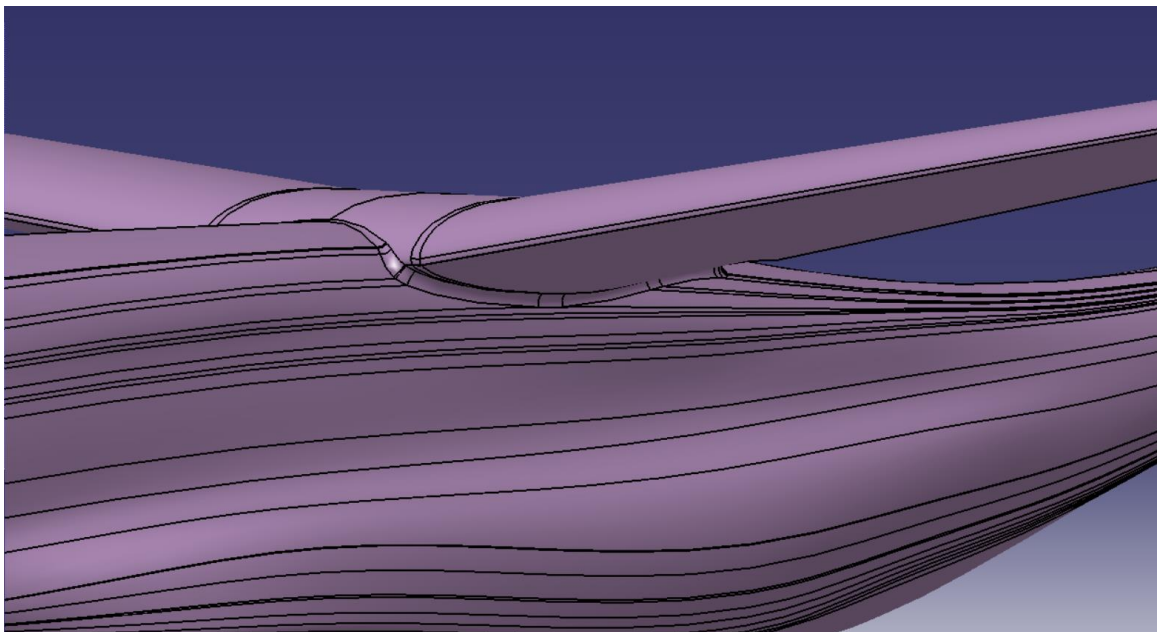


Ilustración 4. Refinamiento CAD encastre

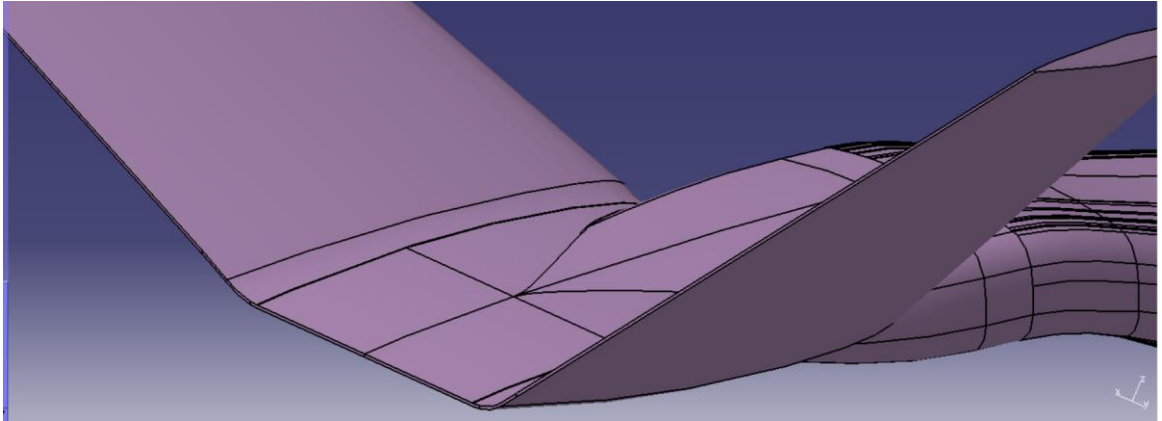


Ilustración 5. Refinamiento CAD cola

- El túnel viento virtual imitará de manera precisa al túnel de viento real. Esto es, las dimensiones de la sección transversal del virtual serán las de la sección transversal de test del real (1394.5 x 1823 mm). Se considera innecesario imitar la entrada convergente y salida divergente del real puesto que en CFD es no tiene utilidad al no tener coste económico alguno la propulsión del aire y conseguir directamente las condiciones de velocidad deseadas en la zona de test. Por tanto, se modela el túnel de viento con forma de paralelepípedo, reduciendo así el número de elementos y coste computacional.

Por otro lado, no basta solo con imitar las dimensiones de la zona de test, además se debe ser preciso en la posición relativa del modelo respecto a las paredes. Con tal de ser fieles a la realidad, este se coloca, para todas las configuraciones posibles, exactamente dónde estará posicionado en el momento del estudio real. Para ello se toman referencias de los puntos sobre los que rotará la barra transversal de la estructura que soporta al modelo impreso en 3D a partir del CAD del túnel de viento del Departamento (*Ilustración 6*). Para el cambio de ángulo de ataque también se tendrá en cuenta la longitud de la barra longitudinal (colocada según la dirección de longitudinal del túnel) de la estructura porque es la que determinará la distancia al suelo y el techo (*Ilustración 7*).

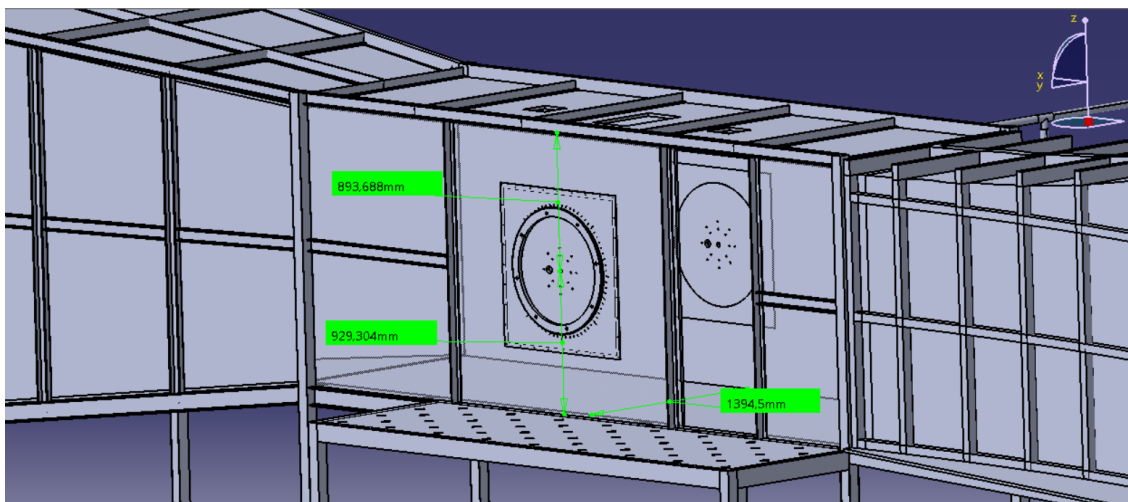


Ilustración 6. Zona de test del túnel de viento

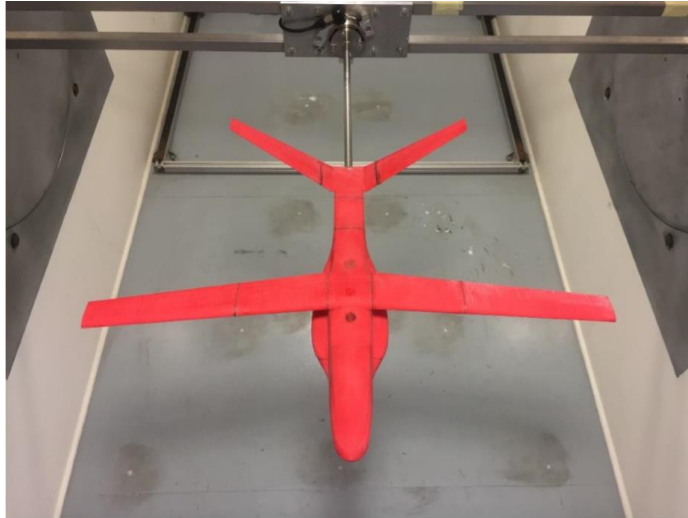


Ilustración 7. Estructura soporte modelo en túnel de viento real

Vemos en la *Ilustración 8* las dos posiciones estudiadas a posteriori que quedarán más cercanas a las paredes del túnel de viento. En ella podemos observar como la región con más peso sobre el comportamiento de la corriente, el fuselaje, queda a una distancia suficiente de las paredes como para que la influencia de estas no tenga efecto aparente.



Ilustración 8. Posición relativa entre modelo y paredes con el ángulo de ataque máximo y ángulo de guiñada máximos estudiados

Por último, en CFD toman especial relevancia las distancias que hay entre las entradas y salidas de aire y el modelo. En la literatura se recomienda que entre el inlet y el modelo exista una distancia del orden de 5 veces la longitud característica del modelo. Para el caso de la salida de aire se requiere que esta sea el doble, o sea 10 veces la longitud característica. La mayor distancia es necesaria para que las

condiciones del flujo a la salida no mantengan la perturbación que le ocasiona el objeto. De esta forma, se propone dar una longitud de 2m aguas arriba del modelo y 4m aguas abajo del mismo como bien se muestra en la *Ilustración 9*.

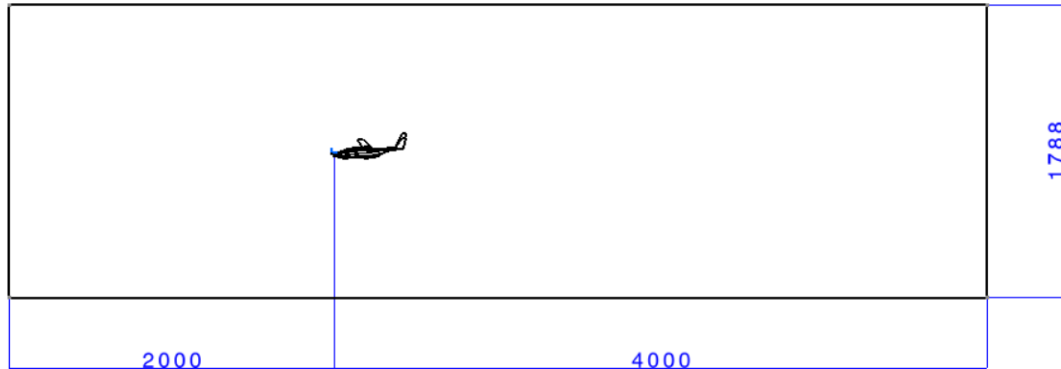


Ilustración 9. Dimensiones túnel de viento en STAR CCM+

- **SURFACE WRAPPER**

Se trata de una operación geométrica que se puede utilizar para proporcionar una superficie cerrada y múltiple, que no se intersece entre sí cuando se parte de un CAD de baja calidad. Normalmente se usa cuando la geometría importada tiene partes que se intersecan, desajustes de superficie, superficies duplicadas e internas y geometría demasiado compleja con muchos detalles.

El wrapper se puede ver como una envoltura del CAD que proporciona una definición de superficie cerrada, múltiple y triangulada, cierra agujeros, elimina características internas y simplifica la geometría de la superficie mediante la eliminación de detalles no deseados.

Se determina que para esta geometría, realizar esta operación es contraproducente puesto que, tras probar varios parámetros de Wrapper junto a varias formas de modelar la turbulencia se observa que, la combinación de la forma de operar que tiene con la superficie poco conseguida en CAD, genera elementos de superficie algo distorsionados y unos pocos muy distorsionados. Esta mala resolución provoca que el valor de Wall Y^+ ascienda entrando en la zona de transición a la turbulencia ($5 < Y^+ < 30$), lo cual no es muy adecuado para conseguir precisión. Para más detalle sobre qué es Y^+ , qué valores debe tomar y qué supone, se ruega ver el *anexo C. Comportamiento del flujo cerca de la pared. Wall y^+* .

En la siguiente imagen se aporta la evidencia gráfica de lo anteriormente comentado:

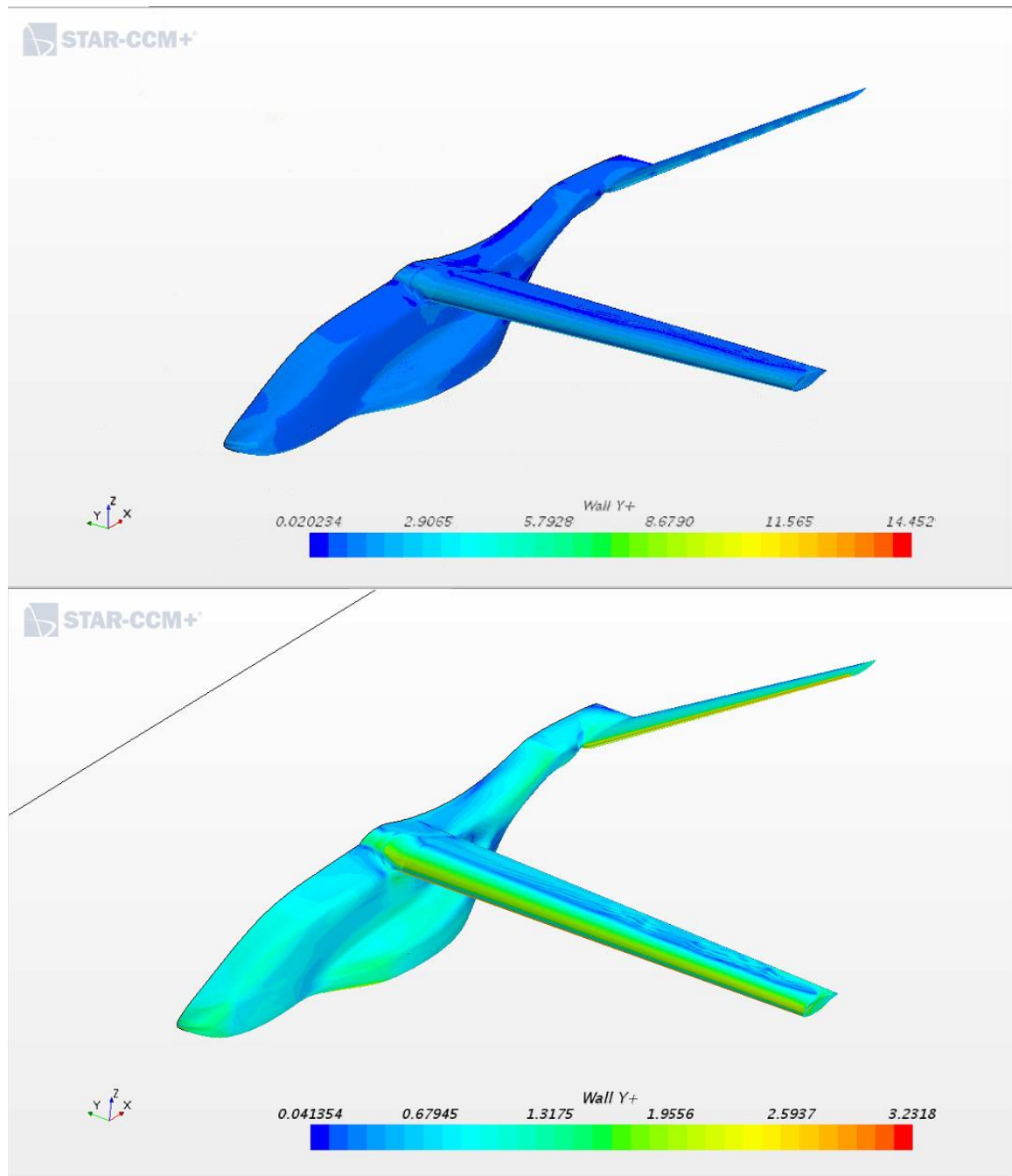


Ilustración 10. Wall Y+ en un análisis con wrapper (arriba) y sin wrapper (abajo)

Vemos como, para estos parámetros de malla y modelo turbulento (en ambos casos exactamente iguales) el valor máximo de Y+ cuando se realiza el wrapper es 14.45 mientras que en el caso donde no se realiza es 3.23. Este hecho se observa en varias combinaciones de parámetros de malla y modelo turbulento, por lo tanto nos decantamos por no realizar wrapper en ninguno de los estudios posteriores.

2.4. Condiciones de contorno

Una vez se han detallado todos los detalles de la geometría, pasamos a describir las condiciones físicas del problema estudiado, que, como es lógico deben ser similares a las condiciones impuestas en el túnel de viento real. La forma de proceder en STAR CCM+ consiste en sustraer el volumen del modelo del bloque que representa al túnel de viento virtual con una operación booleana. De esta forma se consigue el volumen por

donde va a transcurrir el flujo de aire (ver Ilustración 11).

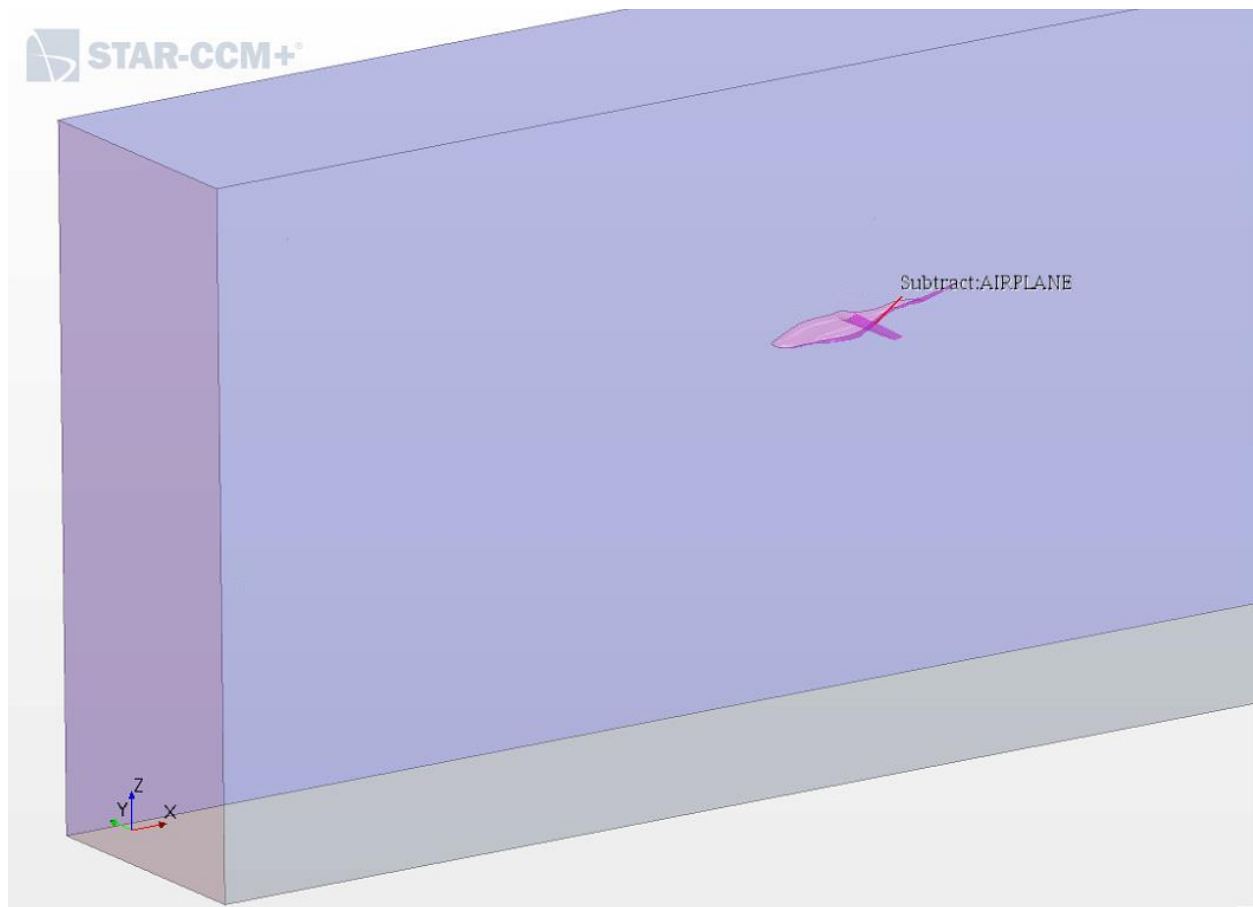


Ilustración 11. Operación subtract

Una vez tenemos el volumen de aire disponible se imponen las condiciones de contorno que van a tener las superficies que lo limitan. En el caso que nos trae entre manos son 7: la superficie del propio modelo y las 6 caras del paralelepípedo.

En aquellas situaciones donde se pueda aplicar simetría¹ tendremos las siguientes condiciones:

Tabla 1. Boundary conditions

AIRPLANE	Wall
TOP	Wall
BOTTOM	Wall
SYMMETRY	Symmetry
SIDE	Wall
OUTLET	Pressure outlet
INLET	Velocity inlet

¹ En aquellas en las que no, no existe plano de simetría. Este pasa a ser la pared real del túnel de viento.

- **Wall:** fuerza la condición de impenetrabilidad y velocidad nula justo en la pared.
- **Symmetry:** la velocidad normal a dicho plano es nula para cumplir simetría. En los casos donde la geometría y las condiciones de contorno sean simétricos con respecto a un plano (estudio longitudinal), la aplicación de esta condición de contorno posibilita la realización del cálculo con la mitad de celdas y por tanto, un coste computacional mucho menor. Para el estudio lateral y de balance no se cumplen dichas condiciones por lo que se tendrá que modelar el túnel de viento y el modelo completos.
- **Velocity inlet:** impone la dirección y velocidad del flujo de entrada.
- **Pressure outlet:** superficie por donde sale el flujo. Impone que la presión en dicha cara sea la del propio flujo de entrada y los gradientes de todas las magnitudes sean nulos.

Por último, la única condición inicial que se establece es la de velocidad de todos los nodos de la malla. A estos, en vez de partir con velocidad 0, se les impone desde el principio la misma velocidad que a los nodos del plano de “Velocity inlet” con el propósito de reducir el tiempo de cálculo y ayudar a la convergencia.

2.5. Malla

Una vez se tienen las condiciones de contorno de todas las superficies impuestas es hora de discretizar el volumen fluido dividiéndolo (haciendo uso de una serie de algoritmos) en un número elevado de subdominios no-intersectantes entre sí denominados “elementos finitos”. Dentro de cada elemento se distinguen una serie de puntos representativos llamados nodos y al conjunto de nodos, considerando sus relaciones de adyacencia, se llama “malla”.

De acuerdo con estas relaciones de adyacencia o conectividad se relaciona el valor de un conjunto de variables incógnitas definidas en cada nodo (denominadas grados de libertad). El conjunto de relaciones entre los valores de las variables en los distintos nodos se puede escribir en forma de sistema de ecuaciones lineales discretizadas, el cual es resuelto por el solver integrado en todos los nodos de la malla en varias iteraciones. Así pues, como todo cálculo de Elementos Finitos, los valores físicos solo están computados en estos nodos, por lo que posteriormente aplica interpolación entre ellos para obtener la solución aproximada en el dominio real.

Con todas las mallas, es importante verificar tanto el tamaño de las celdas como el tamaño objetivo para asegurar que sea lo suficientemente fina como para capturar de la mejor manera posible a la geometría introducida en CAD. Recordemos que una vez mallado el volumen de control, la geometría CAD introducida deja de tener presencia puesto que el solver calcula de manera discreta sobre la malla y no de manera continua sobre la geometría. Es por tanto, que estamos ante uno de los pasos más importantes para conseguir resultados satisfactorios.

Los “Meshers” de STAR CCM+ son una serie de algoritmos que generan la malla y la preparan de cara al análisis. Algunos “mesher” generan celdas de volumen, mientras que otros intentan simplificar y reparar la geometría. A continuación se detallan los seleccionados para llevar a cabo todos los análisis con el fin de conseguir los resultados más próximos a la realidad posibles:

- **SURFACE REMESHER**

Inicialmente, al importar la geometría CAD, el software en vez de tratarla como una superficie totalmente continua implementa una partición rápida en triángulos de las superficies para poder tratarlas más fluidamente. Aplicando el “Surface remesher”, un algoritmo retriangula esta superficie para proporcionar una malla superficial discretizada de mejor calidad general que la existente y optimizarla para que sea más sencillo crear la posterior malla volumétrica. Esta formulación se basa principalmente en la longitud del borde objetivo (target surface size) pero también puede incluir un refinamiento basado en la curvatura y la proximidad de la superficie, entre otros muchos.



Ilustración 12. Evolución entre superficie inicial y superficie tras el “remeshing” [1]

- **TRIMMER CELL MESHER:**

Proporciona un método robusto y eficiente para producir una cuadrícula de alta calidad para problemas de generación de malla tanto simples como complejos. Combina una serie de atributos altamente deseables:

- Malla predominantemente hexaédrica con mínimo Skewness (asimetría celular)
- Refinamiento que se basa en el tamaño de la malla de la superficie y otros controles de refinamiento definidos por el usuario
- Disponible para los enfoques de malla basada en piezas (Part-Based Meshing) y malla basada en regiones (Region-Based Meshing)

Así pues, la malla resultante está compuesta predominantemente por celdas hexaédricas con celdas recortadas cerca de la superficie. Las celdas recortadas son celdas poliédricas, pero generalmente se pueden reconocer como celdas hexaédricas con una o más esquinas y / o bordes que están recortados como se aprecia en la *Ilustración 13*.

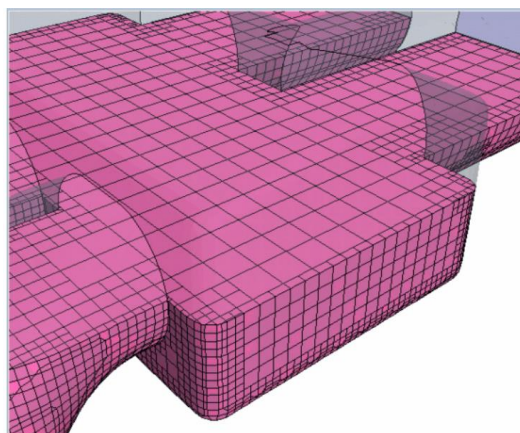


Ilustración 13. Trimmer cells [1]

- **PRISM LAYER MESHING**

El modelo de malla de capa prismática se utiliza para generar celdas prismáticas ortogonales en las proximidades de las superficies o los límites de la pared. Esta capa de celdas es necesaria para mejorar

la precisión de la solución de flujo en la capa límite. Esto es claramente fundamental para determinar no solo las fuerzas y la transferencia de calor en las paredes, sino también las características del flujo, como la separación de la capa límite.

La predicción de estas características de flujo depende de la resolución de los gradientes de velocidad y temperatura normales a la pared. Estos gradientes son mucho más pronunciados en la subcapa viscosa de una capa límite turbulenta de lo que sería implícito tomando gradientes en una malla gruesa sin la implementación de estas celdas prismáticas cerca de las paredes. Así pues, el uso de una malla de capa prismática permite resolver la subcapa viscosa directamente si el modelo de turbulencia lo admite (*ver Anexo C. Comportamiento del flujo cerca de la pared. Wall y+).*

El enfoque de modelado de turbulencia que se utiliza, el número de Reynolds y la fidelidad deseada de la física determinan el grosor, el número de capas y la distribución de la malla de la capa prismática.

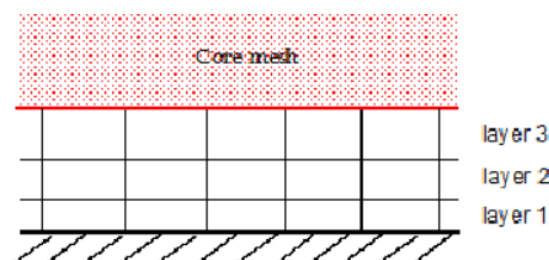


Ilustración 14. Concepto de Prism Layer Mesher [1]

Una vez se tienen todos los parámetros seleccionados (*ver anexo C. Comportamiento del flujo cerca de la pared. Wall y+), se procede de la siguiente forma: primeramente se genera una subsuperficie a una distancia correspondiente al grosor de la capa del prisma especificado. En efecto, "encogiendo" (para flujos internos) o "expandiendo" (para flujos externos) la superficie inicial. Seguido de esto, la malla del núcleo volumétrico se construye teniendo en cuenta esta nueva superficie y no la original. Por último, la malla de la capa de prisma se genera extruyendo las caras de las celdas desde la malla del núcleo volumétrico hasta la superficie de original.*

Una vez indicado el procedimiento seguido para mallar el volumen de control en cada caso, pasamos a detallar los parámetros seleccionados.

En el problema que nos trae entre manos distinguimos dos grupos diferenciados: superficie del modelo y paredes del túnel de viento. Lógicamente el refinamiento cerca del modelo debe ser muy superior al de las paredes puesto que las paredes se encuentran lejos del modelo y este perturbará muy poco (*ver anexo A. Blockage effect en túnel de viento)* a la corriente próxima a estas por lo que los gradientes de velocidad y cambios de dirección son casi inapreciables. De esta manera, el flujo queda perfectamente descrito conociendo los valores de las diferentes magnitudes en pocos puntos e interpolando. En definitiva, es posible asignar una malla gruesa y sin capa límite en las inmediaciones de las paredes para reducir considerablemente el número total de elementos.

Tabla 2. Parámetros malla en las paredes del túnel de viento

Target Surface Size	0.2 m
Prism Layers	Disable

Por otro lado, los parámetros que dictarán en mayor porcentaje la calidad de la malla son los correspondientes a la superficie del avión. Aquí es donde se producen los cambios de dirección, gradientes de velocidad y torbellinos que generan las fuerzas aerodinámicas por lo que hay que capturar de la manera más precisa posible toda variación en las magnitudes fluidas.

Tabla 3. Parámetros malla modelo

Target Surface Size	1.10 mm
Minimun Surface Size	0.425 mm
Volume Growth Rate	Very Slow
Surface Growth Rate	Very Slow
Prism Layer Total Thickness	1.3 mm
Number of Prism Layers	14
Prism Layer Stretching	1.2

Por un lado, los tamaños “objetivo” y “mínimo” de los elementos provienen del estudio exhaustivo de los mismos realizado en los *apartados 2.7 y 2.8*. Por otro, el Growth Rate lo fijamos en “Very Slow” con tal de que el tamaño de celda vaya creciendo muy poco a poco conforme la distancia al modelo para capturar bien las magnitudes en la corriente perturbada a una distancia del orden de la longitud característica. Por último, los valores de la capa prismática provienen del estudio realizado en el anexo C. *Comportamiento del flujo cerca de la pared. Wall y⁺*.

2.6. Física del problema. Modelo turbulento y modelo de transición a la turbulencia

En este apartado se detallará cómo se modela la física que rodea al problema y en la que se va a basar el software para resolverlo. Explicado de otra forma, una vez has realizado la malla, indicas las ecuaciones, consideraciones y simplificaciones que se van a tener en cuenta.

En Star CCM+ existe un amplio abanico de posibilidades a la hora de modelar las condiciones físicas con el objetivo de que una gran variabilidad de estudios se pueda llevar a cabo satisfactoriamente. Es labor del ingeniero seleccionar los modelos adecuados en base a su conocimiento sobre la Mecánica de Fluidos y la relación entre precisión requerida y potencia de cálculo disponible.

Así pues, los modelos considerados para todos los análisis a los que nos enfrentamos en esta investigación son:

- Time: **STEADY**. El problema se considera estacionario por lo que se desprecia toda variación de cualquier magnitud respecto al tiempo. De esta forma, el cálculo se realiza en un solo instante de tiempo y no en muchos como sería el caso de Unsteady, reduciendo enormemente el coste computacional. Este modelo se ajusta perfectamente a las condiciones que se darán en el túnel de viento real ya que cada posición se analizará de forma puntual con condiciones estacionarias.
- Material: **GAS**. Evidentemente el fluido que pasará a través del túnel de viento es aire.
- Flow: **SEGREGATED FLOW**. El modelo resuelve las ecuaciones del flujo (3 para las componentes de la velocidad y 1 para la presión) de forma desacoplada. La conexión entre las ecuaciones de momento y continuidad se consigue a través de una aproximación correctora. Este modelo requiere una cantidad menor de memoria que el modelo opuesto el “Coupled Flow”, el cual tiene más lógica utilizarlo en casos compresibles (particularmente en presencia de ondas de choque) por la robustez que introduciría.
- Equation of State: **CONSTANT DENSITY**. Consideramos que la ecuación de estado que gobierna el problema es la de densidad constante al ser despreciables las variaciones de densidad por contar con un número de Mach, $M^2 \ll 1$ que hace que el flujo sea incompresible.
- Viscous Regime: **TURBULENT**. Por las longitudes características del fuselaje y las alas, partimos de la hipótesis de que el número de Re estará en torno al Re de transición a la turbulencia ($Re_{critico} \sim 5 \cdot 10^5$). Esto lleva a que el flujo pase de laminar a turbulento en la capa límite y se tengan que tener nuevas consideraciones para poder resolver el problema. Queda pendiente, por tanto, la demostración del cumplimiento de dicha hipótesis para dar por buenos los resultados.

MODELO TURBULENTO

Cuando una corriente es turbulenta, es estrictamente posible simular el flujo directamente resolviendo todas las escalas del flujo (lo que se denomina simulación numérica directa). Sin embargo, los recursos computacionales que se requieren son demasiado grandes para simulaciones de flujo prácticas debido a las altas fluctuaciones que se dan en las variables físicas. Como bien se aclara en [3], en la Mecánica de Fluidos Computacional existen distintos modelos de turbulencia que han ido surgiendo a lo largo de los últimos años para obtener una mayor precisión de los análisis que se realizan al predecir el comportamiento de la zona turbulenta. En la mayoría de los campos de la ingeniería los modelos más usados son los RANS ("Reynolds Averaged Navier-Stokes"), que consisten en el principio establecido por Reynolds, por el cual todas las cantidades son expresadas como la suma de las partes individuales. A parte existen los modelos LES ("Large Eddy Simulation") y DES ("Detached Eddy Simulation") que consiguen mayor definición de la turbulencia pero por el momento son más costosos computacionalmente y menos robustos.

La ecuación de Navier – Stokes promediada adiciona incógnitas desconocidas, mayores al número de ecuaciones que se tiene y, por lo tanto, es trabajo de los modelos de turbulencia RANS completar estas ecuaciones para modelar totalmente las características turbulentas de un fluido (Menter, 2011).

El reto de los ingenieros es ser capaces de seleccionar el modelo que más se adapta a la aplicación estudiada encontrando un equilibrio entre precisión y eficiencia. Pasamos a describir algunos modelos [4]:

- Modelo de turbulencia de 2 ecuaciones $\kappa - \epsilon$

Este modelo de turbulencia consiste en la resolución de cinco ecuaciones: la conservación de la masa, conservación del momento en x e y las ecuaciones de transporte de las variables k y ϵ . Se debe tener en cuenta que en la práctica las ecuaciones de Navier-Stokes se emplean en su forma adimensional.

Este modelo de turbulencia es solo válido para $y^+ > 30$, y si no se cumple esta condición es posible que aparezcan serios errores a la hora de modelar el problema. Con ello se puede intuir que uno de los principales problemas con el modelo de turbulencia $k-\epsilon$ es que se hace numéricamente inestable en zonas próximas a la pared, es decir, en la capa límite.

- Modelo $\kappa - \epsilon$ Realizable

Algunos de los modelos clásicos de turbulencia derivaron originalmente de hacer suposiciones sobre la turbulencia que solo son válidas fuera de los límites de las paredes y el uso de dichos modelos puede llevar a una menor precisión en las capas límite. Por esta razón, se dispone de la variante " **$\kappa - \epsilon$ Realizable Two-Layer All Y^+** ", que tiene como objetivo mejorar la precisión cerca de la pared.

Una de las limitaciones del modelo $\kappa - \epsilon$ original es que incluye los efectos de la rotación del fluido en el término que define la viscosidad turbulenta, dando valores de turbulencia que no son físicamente ciertos en dominios donde existen zonas estacionarias y zonas con rotación del fluido. El modelo Realizable se propuso con el objetivo de intentar corregir las deficiencias del modelo estándar. Estas modificaciones del modelo $k-\epsilon$ son recientes y por tanto no se sabe con certeza hasta qué punto son modelos consistentes, pero hasta el momento se ha demostrado que dan resultados más precisos en flujos que entre sus características están la presencia de líneas de corrientes curvadas, vórtices, desprendimiento y rotación.

El hecho de que un modelo no ofrezca una formulación de dos capas no significa que no sea apropiado para los flujos delimitados por la pared. Sin embargo, si está disponible una formulación de dos capas, se recomienda seleccionarla para flujos donde las capas límite desempeñan un papel importante.

- Modelo de turbulencia $\kappa - \omega$

Este modelo de turbulencia incluye una ecuación para la energía cinética turbulenta, así como una

segunda ecuación para el ratio específico de disipación de turbulencia ω , que es la inversa de una escala de tiempo. Esto último conlleva un incremento en el coste computacional comparado con el $\kappa - \epsilon$.

El concepto del parámetro ω fue establecido por Kolmogórov y representa la razón de disipación de la energía cinética turbulenta por unidad de tiempo y de volumen. Se recuerda que este proceso tiene lugar en los torbellinos más pequeños y que el ratio de disipación es la cantidad de energía turbulenta que se transfiere a los torbellinos de menor tamaño. De esta manera el ratio queda determinado a través de las propiedades de los torbellinos de mayor tamaño.

Este modelo tiene dos versiones: la estándar (Wilcox) y la SST (Menter). Ambas tratan mejor que el anterior los gradientes de presión adversos pero la literatura aconseja seleccionar SST K-Omega por estar más desarrollado.

MODELO DE TRANSICIÓN A LA TURBULENCIA

Para simulaciones que involucren transición de laminar a turbulento la predicción del momento de la transición puede ser clave a la hora de obtener resultados precisos. Lógicamente esta tarea se torna difícil por el carácter caótico que se da en la turbulencia. Es por eso por lo que nacen métodos que ayudan a predecir cómo se va a comportar el flujo en la zona donde el Re está próximo al Re de transición a la turbulencia (Re crítico).

El modelo de turbulencia SST de Menter cuenta con 3 opciones: el modelo de transición Gamma, el modelo de transición Gamma ReTheta (GRT) y el modelo de supresión de turbulencia. Todos ellos, por el momento, en proceso de ser refinados por el poco tiempo que llevan en la industria.

- **Modelo de transición Gamma ReTheta (GTR)**

El modelo de transición GRT es el modelo más utilizado, existe desde hace más de una década y se ha validado para muchas aplicaciones. En muchas industrias, es el modelo de transición estándar de la industria.

Se basa en correlación de dos ecuaciones que predice el inicio de la transición. Este requiere algunas variables no locales de la secuencia libre. Esto significa que el usuario debe configurar una función de campo llamada "freestream edge" (borde de flujo libre) antes de ejecutar la simulación, o sea, debe conocer el espesor de la capa límite a lo largo de toda la geometría. Para cuerpos lisos, como aviones, álabes de turbinas y álabes de aerogeneradores, esto se puede estimar fácilmente.

- **Modelo de transición Gamma**

El modelo de transición Gamma es un modelo de transición basado en correlación de una ecuación que predice el inicio de la transición sin ningún conocimiento a priori del campo de flujo. En general, el modelo Gamma requiere una configuración de malla más fina que GRT.

Para geometría compleja, puede ser difícil estimar el borde de la capa límite. Es en estos casos que el modelo Gamma tiene ventaja. Para cualquier simulación en la que el usuario no haga o no pueda hacer suposiciones sobre el campo de flujo de antemano, se debe usar el modelo Gamma.

- **Modelo de supresión de turbulencia**

Este es un modelo sin ecuación que no predice activamente la transición. En cambio, las áreas de flujo laminar y turbulento se prescriben a priori a través superficies diferenciadas. En este sentido, el modelo es análogo a "disparar" la capa límite de laminar a turbulenta en un cierto punto. Para poder aplicar este último, debes conocer la ubicación de la transición antes de configurar la simulación a través de métodos experimentales.

A simple vista, se puede observar que el modelo GRT es el más completo y, seguramente, el que proporcione resultados más precisos. Al ponerlo en práctica, puesto que tiene que solucionar dos ecuaciones, el tiempo de computación es demasiado grande. Si a esto le sumamos la complejidad que le proporciona el modelo de turbulencia utilizado que es el modelo $k-\omega$, el costo computacional es muchísimo mayor. Esto junto con la imposibilidad de conocer el punto de transición a la turbulencia de antemano, nos hace decidir que únicamente se va a considerar el segundo modelo, o sea, el modelo de transición Gamma.

En los apartados 2.7 y 2.8 *Estudio de sensibilidad de malla en 2D y 3D*, se aprovecha el barrido de mallas para diagnosticar qué combinación de modelo de turbulencia y transición a la turbulencia explicados anteriormente se ajusta mejor a las pretensiones de este Trabajo.

Finalmente la física del problema mostrada al principio de este apartado se completa con la siguiente selección dentro de “Models”:

- Reynolds Averaged turbulence: ***K-EPSILON TURBULENCE***²
- Wall distance: ***EXACT WALL DISTANCE***
- Wall treatment: ***TWO-LAYERS ALL Y+***

2.7. Estudio de sensibilidad de malla y modelo turbulento en 2D

El primer paso fundamental de todo estudio a través del método de Elementos Finitos es la realización de un estudio de sensibilidad de malla o estudio de dependencia de malla. Este tiene como objetivo encontrar el refinamiento óptimo de la misma en base al compromiso entre exactitud de la solución y tiempo disponible que se tenga encima de la mesa.

Una de las formas más recomendadas para llevarlo a cabo consiste en realizar una primera malla con el menor número de elementos que sea razonable y calcular. Progresivamente se va aumentando la densidad de malla y sacando los mismos resultados y gráficas, que se van comparando con los resultados y gráficas ya obtenidas. La variación del tamaño mínimo y tamaño objetivo de malla cerca de la geometría de interés debe ser lo suficientemente grande para notar la diferencia, pero lo suficientemente pequeño para poder conseguir un amplio rango y tomar la decisión sobre una muestra mayor de mallados.

Generalmente los análisis tridimensionales de campos fluidos requieren de un alto tiempo de cálculo por lo que es recomendable hacer primero este “mesh sensitivity studio” para una sección bidimensional de la geometría. Bien es cierto que en la realidad no existe ningún movimiento fluido bidimensional, pero un estudio en 2D tiene un tiempo de cálculo varios ordenes inferior al de 3D por lo que es adecuado para orientar al diseñador sobre la dependencia relativa de los resultados en función del tamaño de malla y condiciones del problema de forma rápida.

La decisión de la sección estudiada es un punto importante. Usualmente se coge aquella que tenga mayor repercusión en el objetivo para el cual está diseñado el objeto. Centrándonos en el software de STAR CCM+, se requiere además que en esta sección la geometría sea continua, o sea, que no esté dividida en 2 o más elementos separados entre sí ya que, por ahora, el solver integrado no consigue resultados coherentes para estos casos. Con todo ello, lógicamente escogemos una sección del ala (encargada de generar sustentación) de nuestro

² Aunque, como se indica en el apartado 2.8 *Estudio de sensibilidad de malla y modelo turbulento en 3D. Wake Refinement*, se implementará también el modelo turbulento K-OMEGA sin modelo de transición a la turbulencia para tener backup en caso de no resultar próximo a la realidad el modelo K-EPSILON.

modelo a escala de avión a ángulo de ataque 0, concretamente un perfil que se encuentra a 50mm del encastre.

Como en cualquier estudio de sensibilidad, se tiene que mantener ciertos parámetros constantes. En nuestro caso, la variabilidad que introduciremos será en “Minimum Surface Size” y en “Target Surface Size” del perfil ya que es la más relevante en cuanto a número de nodos. El resto de los parámetros indicados en la Tabla 4 provenientes de lo expuesto en el apartado 2.5 *Malla* donde se desarrolla el tipo de malla que se realiza y sus valores más característicos, se dejan inmóviles:

Tabla 4. Parámetros de malla constantes 2D

Volume mesher	Poligonal ³
Optional Volume Mesher	Prism layer mesher
Number Prism Layers	14
Prism Layer Stretching	1,2
Prism Layer Total Thickness	1,3 mm
Wind tunnel walls	Prism layer disable
	Target: 0,2m

Aprovechamos este momento del proceso para conocer la influencia que tiene el modelo de turbulencia y modelo de transición a la turbulencia⁴ en la convergencia de los resultados puesto que este es crítico a la hora de obtener unos u otros. Así pues, desde los primeros pasos podremos seleccionar el más adecuado para nuestro propósito y evitar posibles futuras complicaciones en cuanto a la convergencia de los resultados. El resto de condiciones físicas del problema son exactamente las mismas que las expuestas en el apartado 2.4 *Condiciones de contorno*.

Tabla 5. Física del problema en 2D

Time	Steady
Material	Gas
Flow	Segregated Flow
Equation of State	Constant Density
Vicous Regime	Turbulent

MALLAS ESTUDIADAS

Tras observar longitudes características y partes complejas de la geometría y analizar la literatura, las mallas a considerar para este estudio de barrido de tamaño son:

³ Los elementos análogos a los hexaedros (Trimmer cell mesher) escogidos para mallar en 3D serían elementos rectangulares, pero seleccionando estos, la malla en 2D resulta muy deformada por lo que no se considera aceptable y se decide seleccionar elementos poligonales, que si logran crear una malla suave.

⁴ Para K-Omega, como se ha comentado en el apartado 2.6, analizaremos simplemente con el modelo “Gamma Transition” y sin modelo de transición alguno puesto que el modelo “Gamma ReTheta” requiere conocer espesor real de la capa límite y el modelo “Turbulence Suppresion” requiere conocer el punto de transición a la turbulencia de antemano, ambas incompatibles con la naturaleza del problema que estamos abordando.

Tabla 6. Parámetros de las diferentes mallas estudiadas en 2D

Mesh	Target surface size (mm)	Minum size (mm)	Cells
1	1,50	0,625	2125
2	1,40	0,575	2210
3	1,30	0,525	2372
4	1,20	0,475	2535
5	1,10	0,425	2716
6	1,00	0,375	2869
7	0,90	0,325	3119
8	0,80	0,275	3499
9	0,75	0,250	3675
10	0,70	0,225	3858
11	0,65	0,200	4081
12	0,60	0,175	4401
13	0,55	0,150	4703
14	0,50	0,125	5110

Al realizar variaciones de tamaño muy pequeñas, se exponen aquí solo las 2 mallas más y menos densas respectivamente, para así poder apreciar visualmente el cambio que va habiendo entre todas ellas.

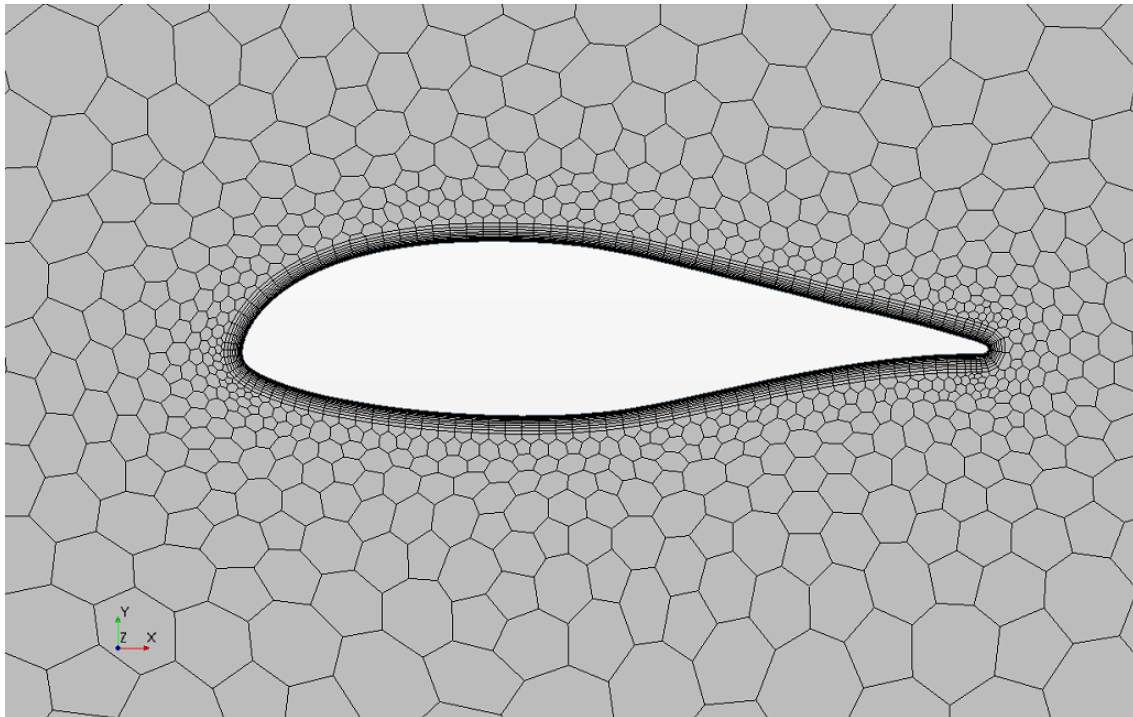


Ilustración 15. Mesh 1 / target size 1.15mm - minimun size 0.625mm

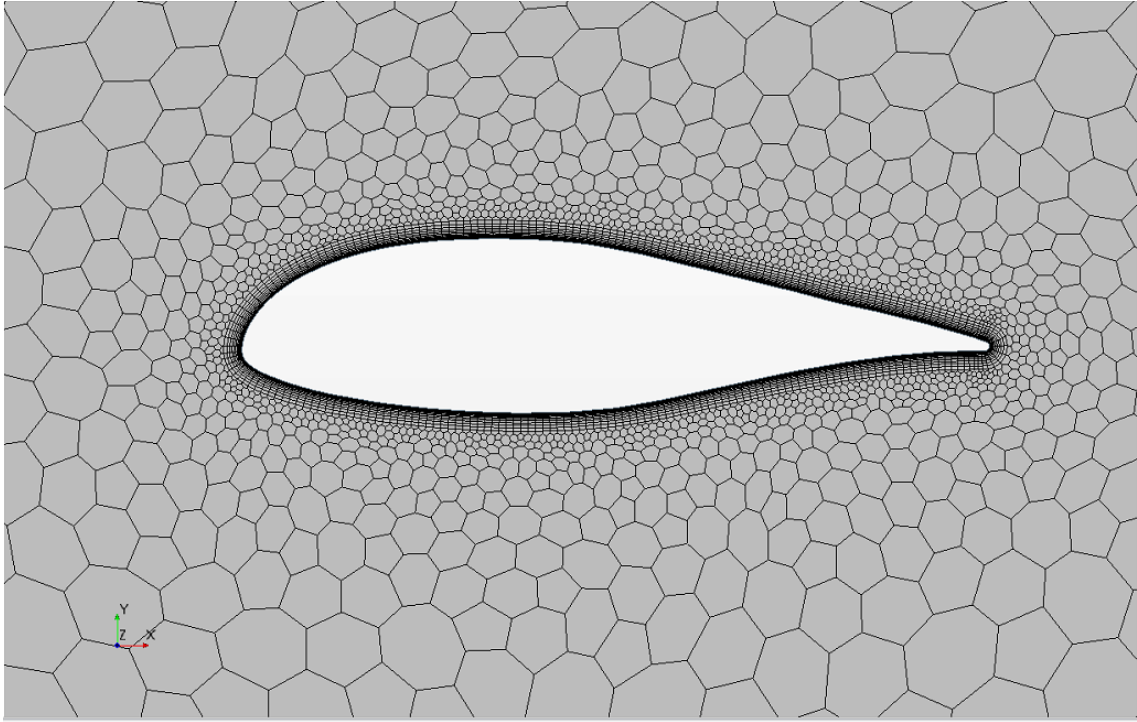


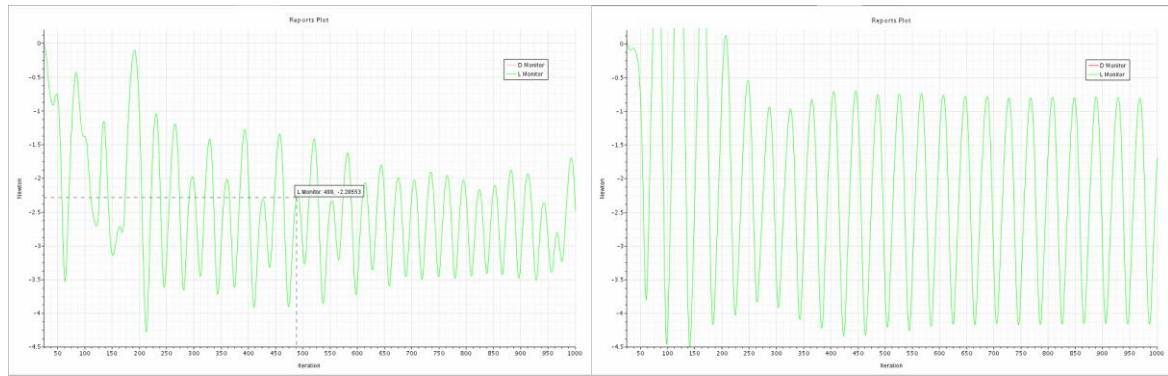
Ilustración 16. Mesh 14 / target size 0.50mm - minimum size 0.125mm

Es fácil observar como ambas mantienen el mismo espesor de capa límite, el mismo número de capas y el mismo factor de crecimiento entre ellas. Sin embargo, cambia significativamente el número de nodos que forman el perfil y su separación relativa. A simple vista, se podría pensar que los 2 casos “extremos” de mallas son ligeramente parecidos, pero, tras realizar todo el barrido, se demuestra que el comportamiento del flujo alrededor del perfil 2D y la convergencia son muy sensibles al tamaño de celda. Así pues, como ahora se verá, el arriba mostrado es un cambio más que representativo debido que la *Mesh 14* tiene más del doble (5110) de elementos que la *Mesh 1* (2125) para este estudio bidimensional.

K-OMEGA CON GAMMA TRANSITION

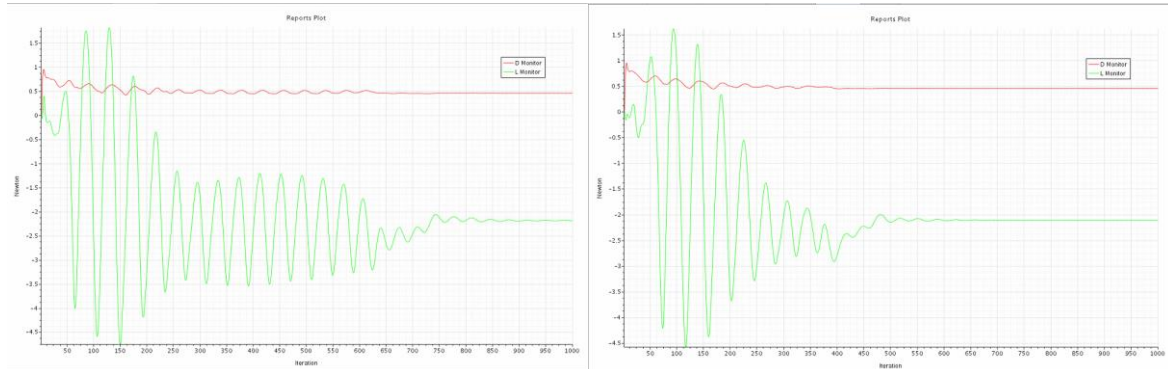
Comenzamos imponiendo el modelo “K-OMEGA” junto con el modelo de transición a la turbulencia “Gamma”, del que se han expuesto sus características en el *apartado 2.6 Física del problema. Modelo turbulento y modelo de transición a la turbulencia*.

En primer lugar, nos centramos en la visualización de los resultados de D (Drag) y L (Lift) en función del número de iteraciones.



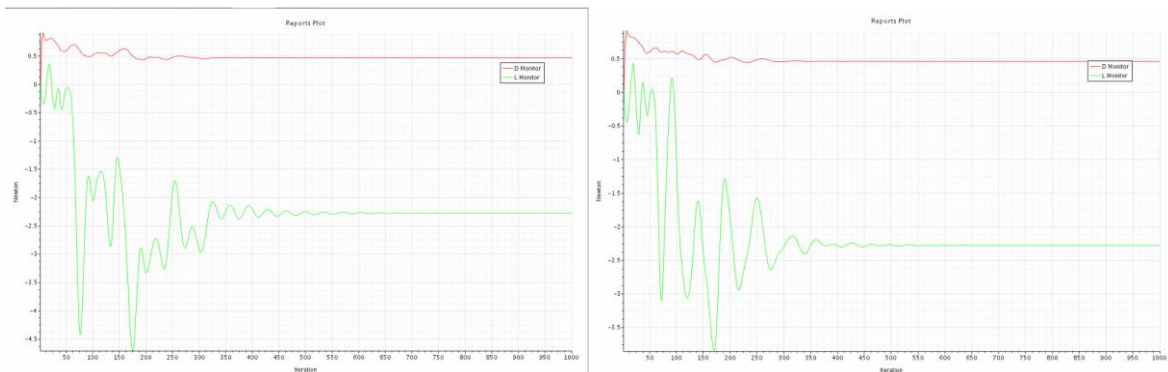
Mesh 9 / target 0,75mm

Mesh 10 / target 0,70mm



Mesh 11 / target 0,65mm

Mesh 12 / target 0,60mm



Mesh 13 / target 0,55mm

Mesh 14 / target 0,50mm

Gráfica 1. D-L perfil 2D / K-Omega con Gamma Transition

A destacar que, tras 1000 iteraciones, los casos con malla con un target igual o superior a 0,70mm⁵ dejan de converger y los resultados oscilan entre 2 valores con una variación considerable por lo no se puede dar por buena esta combinación de parámetros de malla con este modelo turbulento. Las mallas con target igual o inferior a 0,65mm si convergen satisfactoriamente, dando los siguientes resultados:

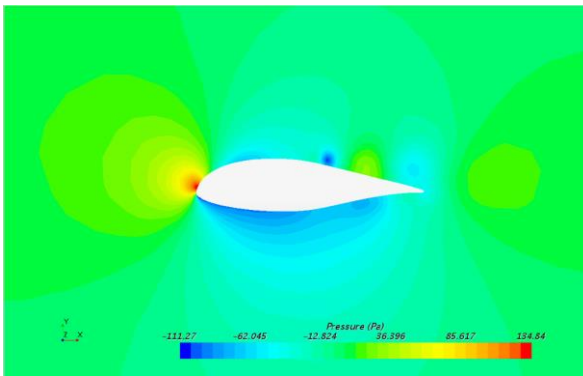
⁵ No se exponen las gráficas de las mallas con target igual o superior a 0,80mm por presentar el mismo comportamiento.

Tabla 7. Valores D-L perfil 2D / K-Omega con Gamma Transition

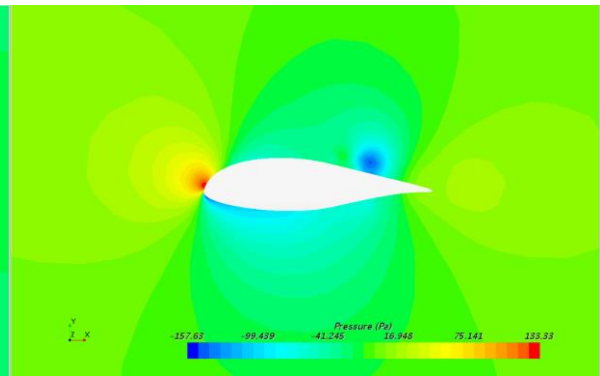
Mesh	D (N)	L (N)
11	0,456	-2,107
12	0,455	-2,185
13	0,461	-2,277
14	0,457	-2,279

Apreciamos una convergencia hasta el segundo decimal en el Drag. Para el caso del Lift es al primer decimal, ligeramente peor pero aceptable por las limitaciones ya comentadas del CFD.

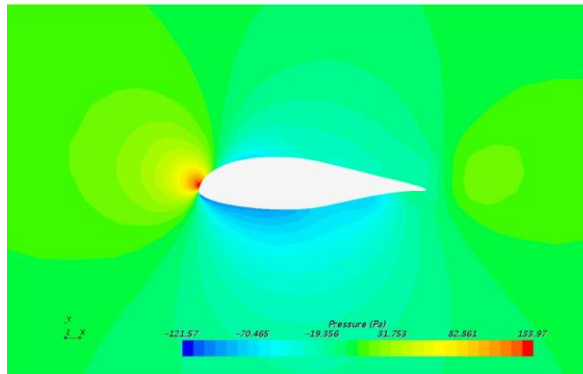
En segundo lugar, vemos las gráficas de distribuciones de presiones sobre el perfil:



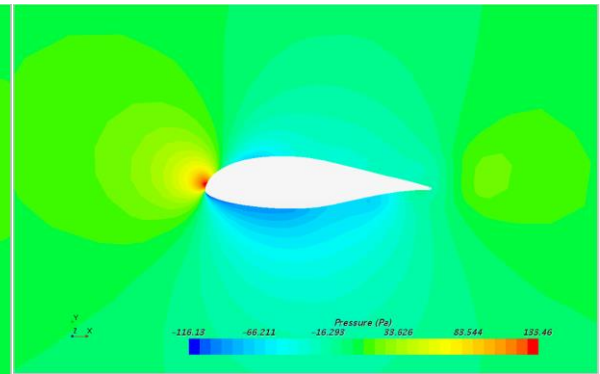
Mesh 9 / target 0,75mm



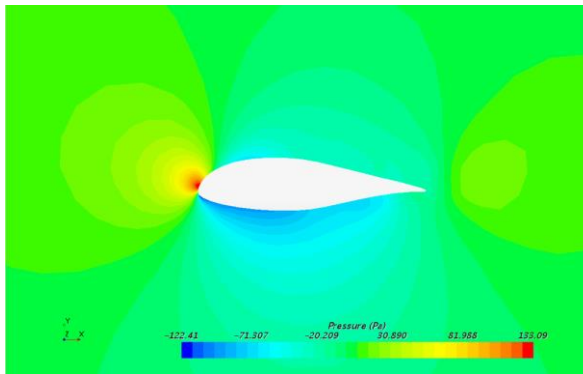
Mesh 10 / target 0,70mm



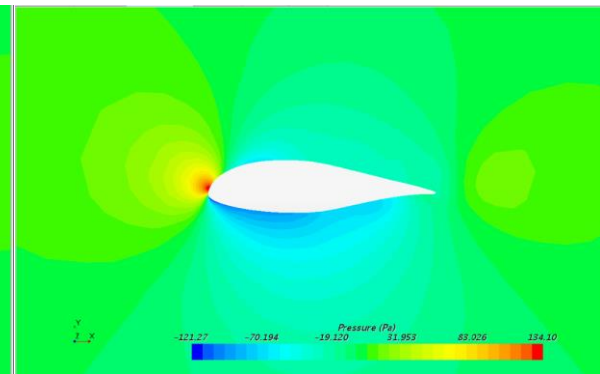
Mesh 11 / target 0,65mm



Mesh 12 / target 0,60mm



Mesh 13 / target 0,55mm



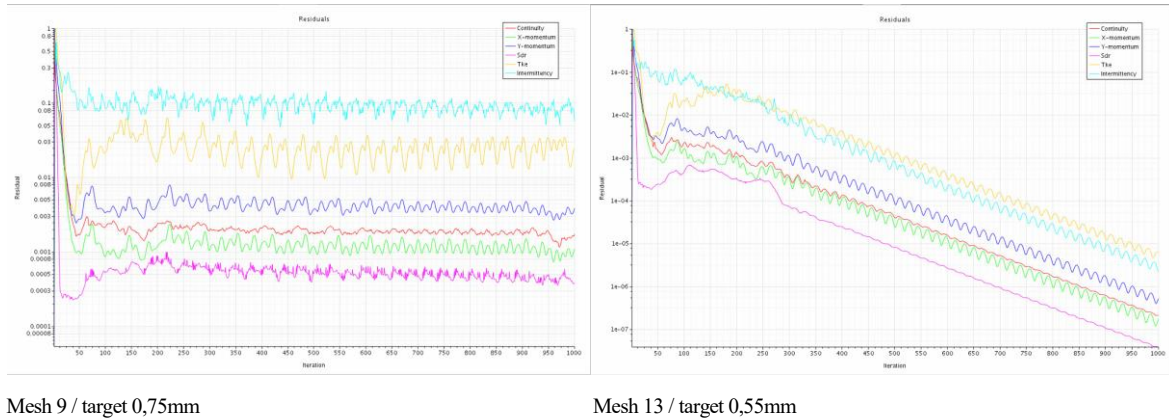
Mesh 14 / target 0,50mm

Gráfica 2. Distribución de presiones sobre el perfil 2D / K-Omega con Gamma Transition

Como era de esperar, para los casos donde se logra la convergencia, las distribuciones son muy similares.

Cabe destacar que, para los casos donde no, en las imágenes se observan claramente puntos aislados de baja presión en el extradós, los cuales hacen pensar que no se logra modelar (al menos en 2D) bien la zona de desprendimiento e introduce algún tipo de discontinuidad haciendo que el sistema de ecuaciones sea imposible de calcular.

En tercer lugar, mostramos 2 gráficas correspondientes a los Residuals de los cálculos, donde queda patente lo citado en el párrafo anterior ya que, en el caso divergente ningún residuo disminuye.

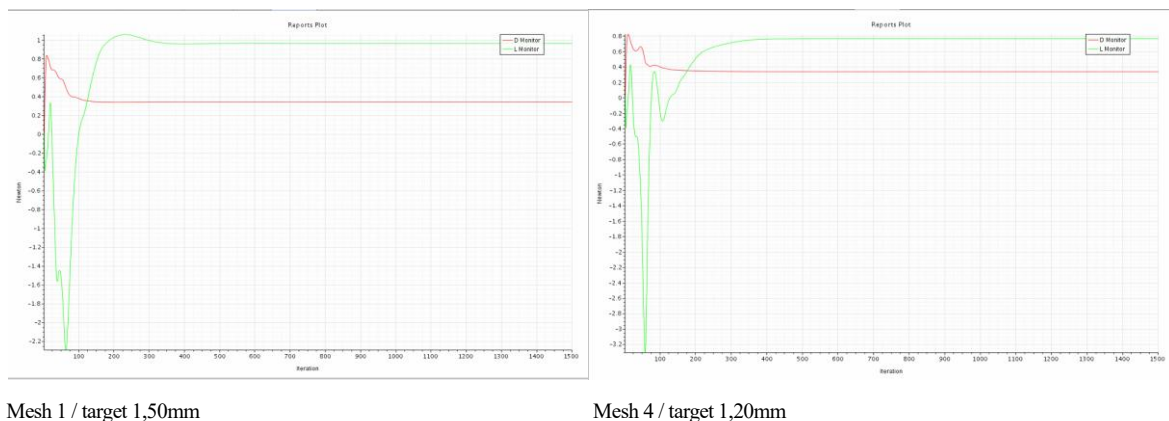


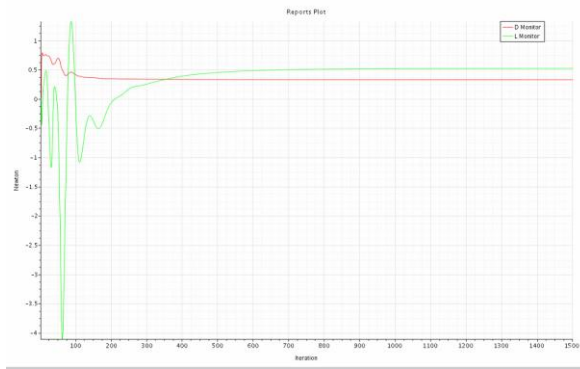
Gráfica 3. Residuals / K-Omega con Gamma Transition

K-OMEGA SIN MODELO DE TRANSICIÓN A LA TURBULENCIA

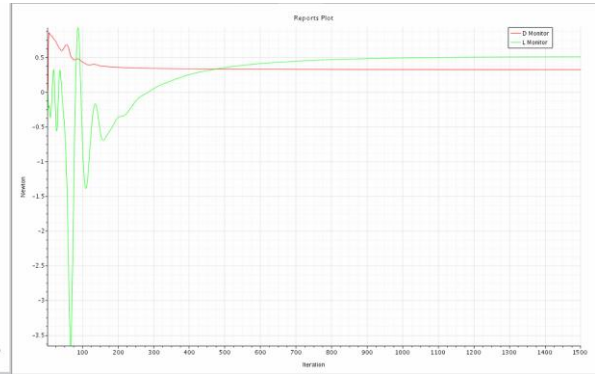
Seguidamente, se repiten los análisis del problema con todas las mallas descritas arriba desactivando la casilla de “Turbulent Transition Model”.

En primer lugar, nos centramos en la visualización de los resultados de D (Drag) y L (Lift). En este caso, cada una de las mallas propuestas converge, por lo que mostramos solo los resultados de 6 de ellas suficientemente distanciadas en cuanto a tamaño de celda:

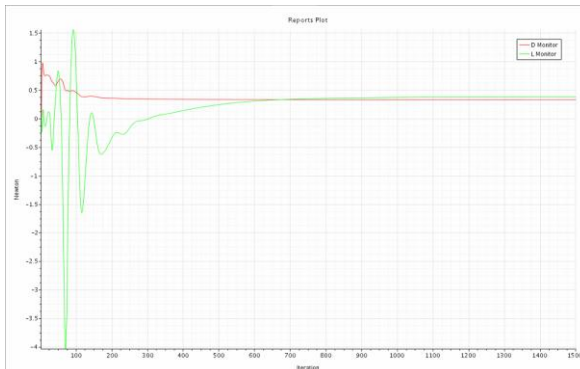




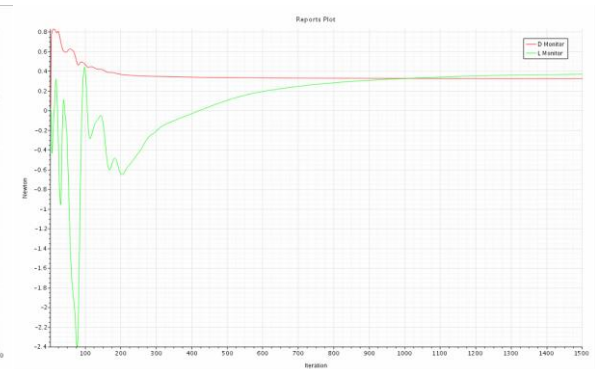
Mesh 7 / target 0,90mm



Mesh 10 / target 0,70mm



Mesh 11 / target 0,75mm

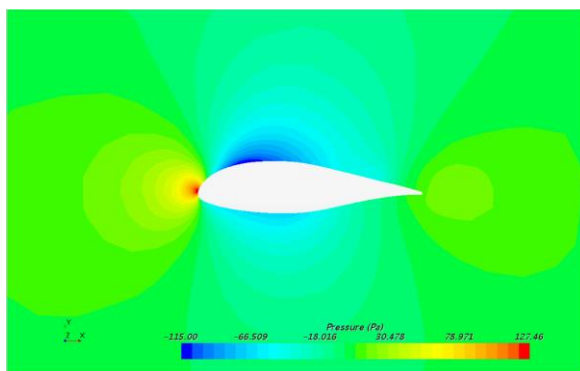


Mesh 14 / target 0,50mm

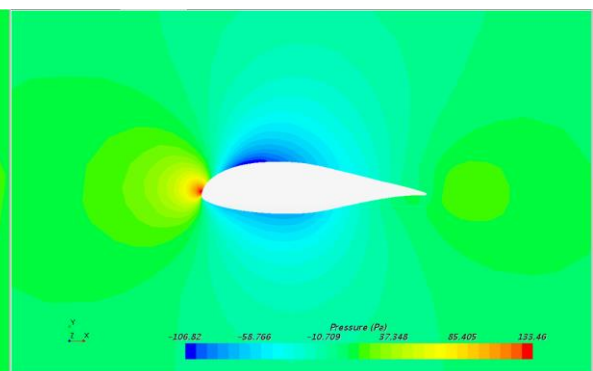
Gráfica 4. D-L perfil 2D / K-Omega sin modelo de transición

Si comparamos con el caso de “Gamma Transition”, claramente se ve que se necesita un número mayor de iteraciones hasta que los valores de Lift se vuelven completamente continuos. Sin embargo, para este caso, el número de oscilaciones iniciales es bastante menor y no depende del tamaño de malla como si lo hace (de forma muy significativa) en el anterior.

Vemos ahora, la distribución de presiones. En base a los resultados de D-L vistos, se intuye rápidamente que esta será similar para todos los casos estudiados, por lo que, por simplicidad, se muestran simplemente las de los 2 casos extremos:



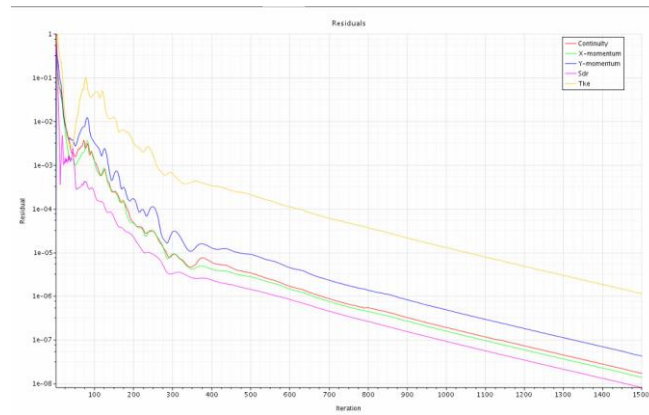
Mesh 1 / target 1,50mm



Mesh 14 / target 0,50mm

Gráfica 5. Distribución de presiones sobre el perfil 2D / K-Omega sin modelo de transición

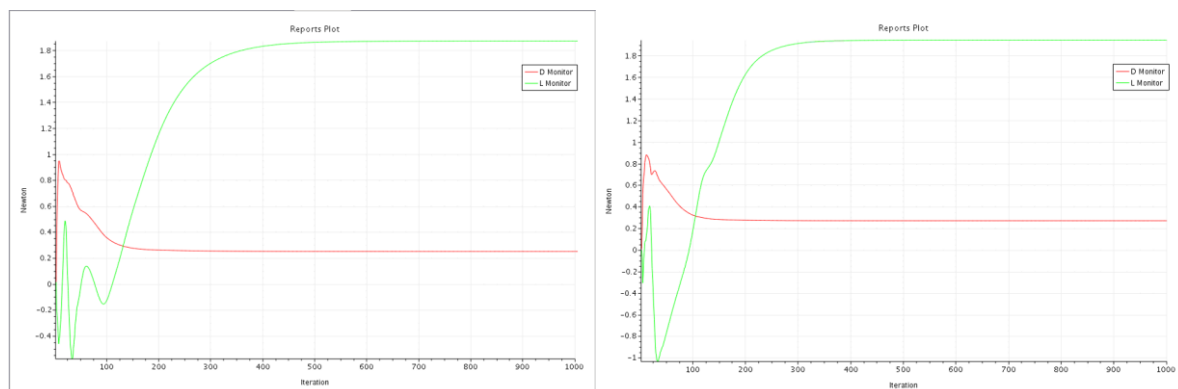
Por último, se expone la gráfica de la evolución de los Residuals⁶ para así poder compararla con su análoga del “Gamma Transition” y observar como todos ellos disminuyen de forma continua sin las oscilaciones de corto periodo que se apreciaban en el anterior caso.



Gráfica 6. Residuals / K-Omega sin modelo de transición

K-EPSILON

Por último, se implementa el modelo “Realizable K-Epsilon Two-Layer”.



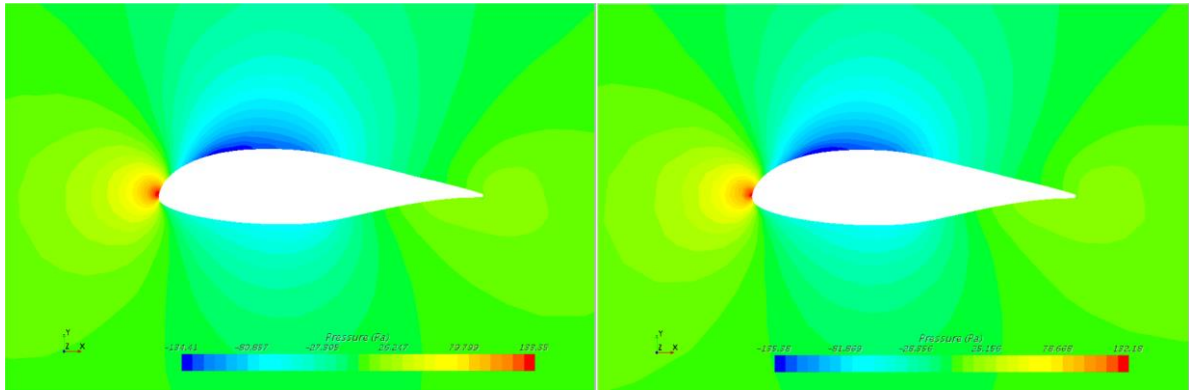
Mesh 1 / target 1,50mm

Mesh 14 / target 0,50mm

Gráfica 7. D-L perfil 2D / K-Epsilon

Para este caso, se vuelve a obtener convergencia para todas las mallas estudiadas y rápidamente se hace notar la práctica independencia en cuanto al tamaño de los resultados y el número de iteraciones necesario. De ahí que baste con mostrar las gráficas correspondientes a las dos mallas extremas.

⁶ Se expone solo una gráfica, en este caso correspondiente con la malla n^o4, por ser todas prácticamente idénticas.



Mesh 1 / target 1,50mm

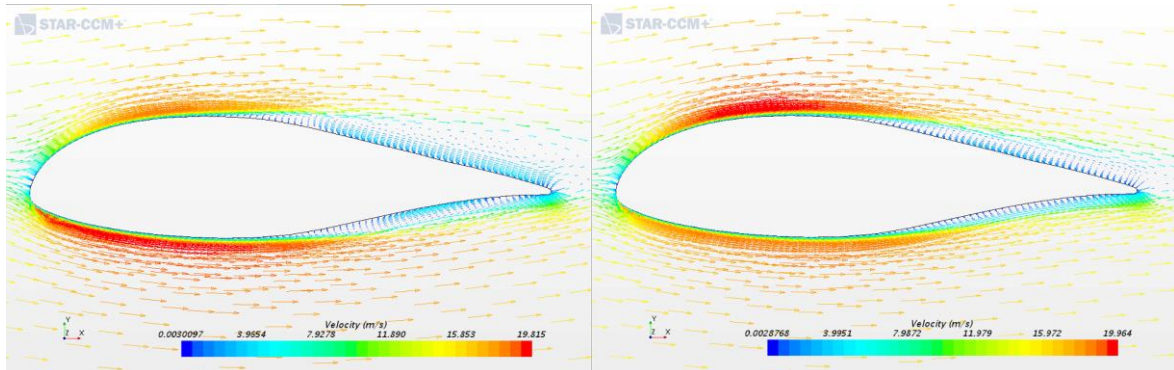
Mesh 14 / target 0,50mm

Gráfica 8. Distribución de presiones sobre el perfil 2D / K-Epsilon

COMPARATIVA MODELOS

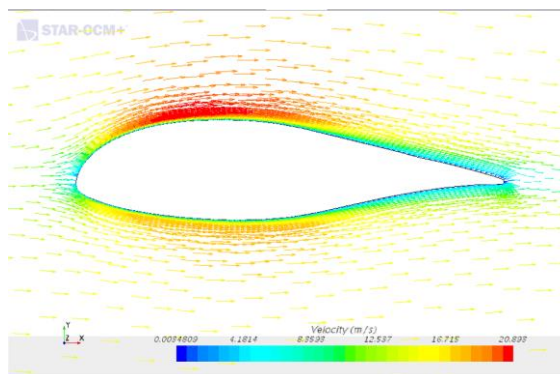
Para finalizar el estudio de sensibilidad de malla en 2D se comparan los tres barridos obtenidos según el modelo. Como es lógico, nos centramos solamente en los casos en los que si han convergido los resultados ya que, los que no lo han hecho, no son válidos.

Por un lado, si nos fijamos en las representaciones de las distribuciones de presión es muy relevante ver cómo para el primer caso, la zona de menor presión (o de succión) se encuentra en el intradós y para los dos siguientes claramente en el extradós. De este hecho se sacan mejores conclusiones observando las gráficas de vectores de velocidad. Por ser muy parecidas, representamos solo un caso para cada modelo:



K-Omega con Gamma Transition

K-Omega sin modelo de transición

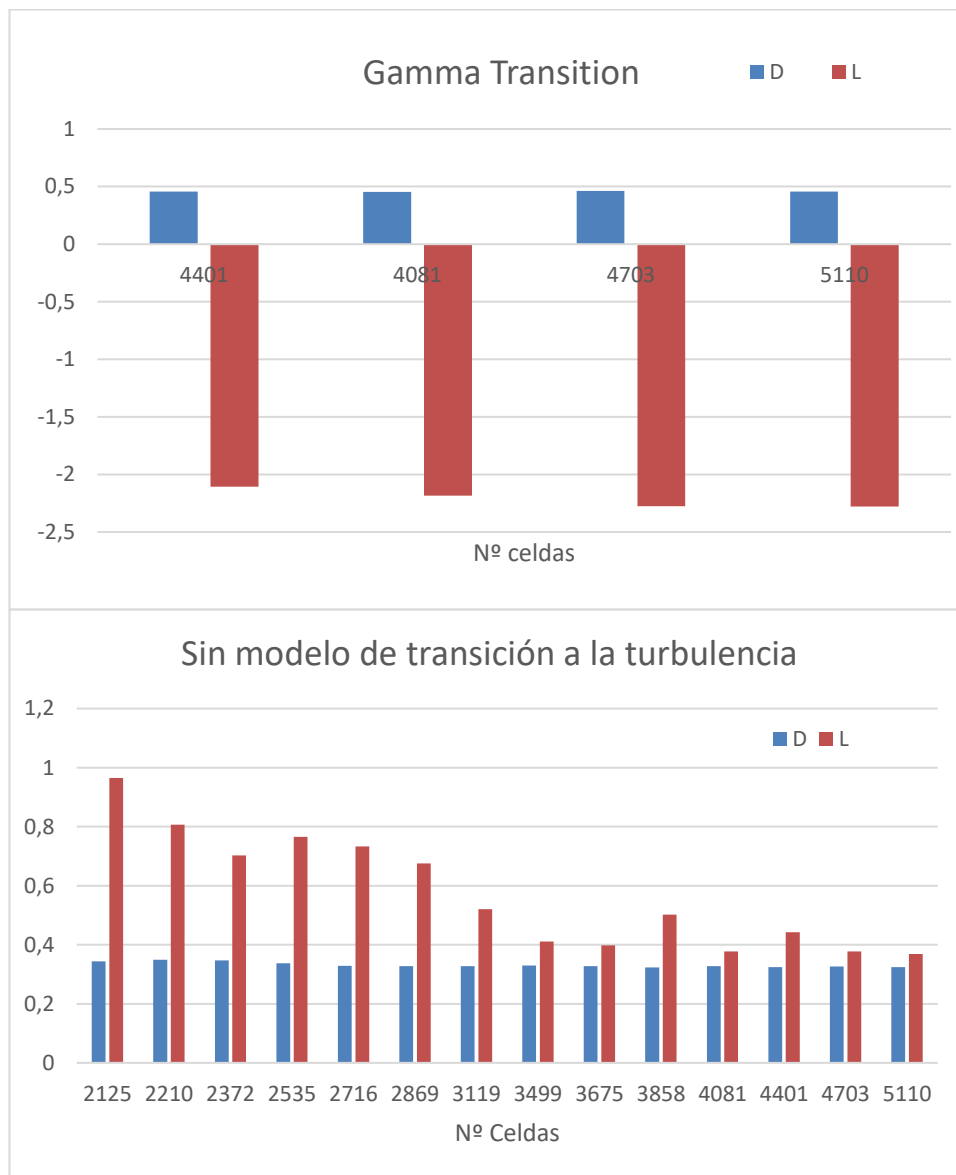


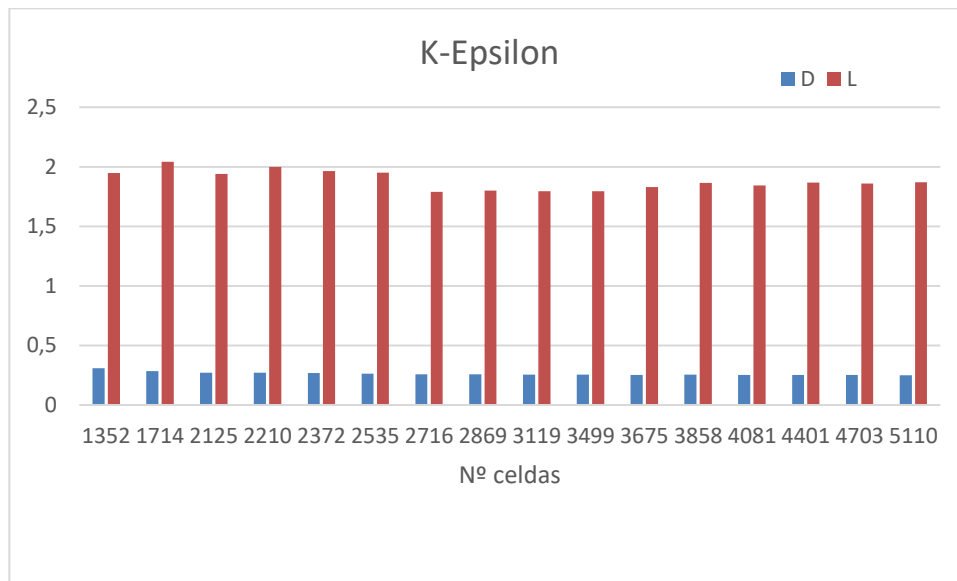
K-Epsilon

Gráfica 9. Vectores de velocidad. Mesh 11 / target 0,65mm

La Gráfica 9 habla por sí sola y muestra las diferencias en el tratamiento del flujo turbulento. En el primer caso, el modelo de transición a la turbulencia modela el flujo de tal forma que se acelera en el intradós y en el extradós se desprende en el punto de mayor espesor. En el segundo caso, la corriente se acelera en el extradós y se desprende prácticamente en el mismo punto pero la burbuja de recirculación resultante es bastante menor. En el tercer caso, la corriente se acelera idénticamente al segundo, pero en este, no se produce desprendimiento y su consiguiente burbuja de recirculación por lo que el flujo permanece totalmente adherido. Todo ello conduce a que, como se aprecia en las gráficas, el Lift para el *K-Omega con Gamma Transition* sea negativo y para *K-Omega sin transición* sea menor que *K-Epsilon* pero en ambos positivo.

Por otro lado, analizamos la convergencia global de resultados para los tres barridos de mallas, esto es, ver de qué manera influye el tamaño de celda en los valores de Lift y Drag.





Gráfica 10. Evolución D-L perfil 2D según número de celdas

Analizando la Gráfica 10, el Drag para los 3 barridos es claramente independiente del número de celdas. La verdadera influencia de este la vemos en el Lift. Para “Gamma Transition” el valor al que llegan las 4 mallas que convergen es prácticamente el mismo. En el problema sin transición se ve una constancia aceptable para los valores finos de malla hasta llegar a la *Mesh 7 / target 0,90mm*, a partir de la cual, si se sigue aumentando el tamaño de celda, el resultado de Lift varía contundentemente. De esta forma consideramos que el Lift, para este perfil en 2D, no es función del tamaño de malla si esta es más fina que la n° 7.

2.8. Estudio de sensibilidad de malla y modelo turbulento en 3D. Wake Refinement

Una vez tenemos la idea clara de qué parámetros de malla son aceptables para 2D, los extrapolamos a 3D para certificar o no, si son también válidos. Así pues, se configuran las condiciones de contorno del problema a ángulo de ataque 0 y los parámetros fijos de la malla exactamente igual que lo comentado en 2D, a excepción de la forma de las celdas, que para 3D seleccionamos “trimmer”, o sea, elementos con forma de hexaedro, por su robustez. Debido al mayor tiempo que se necesita en 3D, seleccionamos 5 combinaciones de “target surface size” y “minimum surface size” para hacer un barrido más general, ver la variación entre ellas y poder ser comparadas con sus análogas en el problema bidimensional.

Tabla 8. Parámetros constantes de malla en 3D

Volume mesher	Trimmer*
Optional Volume Mesher	Prism layer mesher
Number Prism Layers	14
Prism Layer Stretching	1,2
Prism Layer Total Thickness	1,3 mm
Wind tunnel walls	Prism layer disable
	Target: 0,2m

Con estos parámetros obtenemos:

Tabla 9. Parámetros de las diferentes mallas estudiadas en 3D

Mesh	Target surface size (mm)	Mínium size (mm)	Cells
1	1,50	0,625	4.195.815
5	1,10	0,425	6.059.723
7	0,90	0,325	6.936.386
11	0,65	0,200	10.701.266
14	0,50	0,125	20.525.060

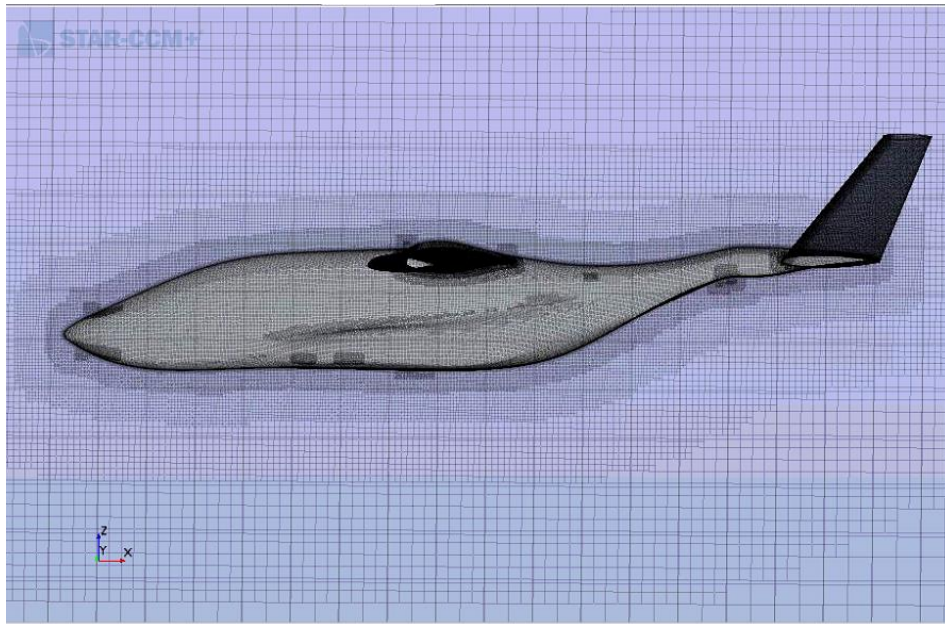


Ilustración 17. Malla tridimensional. Mesh 11 / target 0,65mm

En la Ilustración 17 se aprecia el gran nivel de detalle que se consigue con esta combinación de tamaño objetivo y tamaño mínimo. Ilustramos también una sección del ala del mismo caso para apreciar mejor la forma de los elementos y la precisión lograda tanto en borde de ataque como en borde de salida.

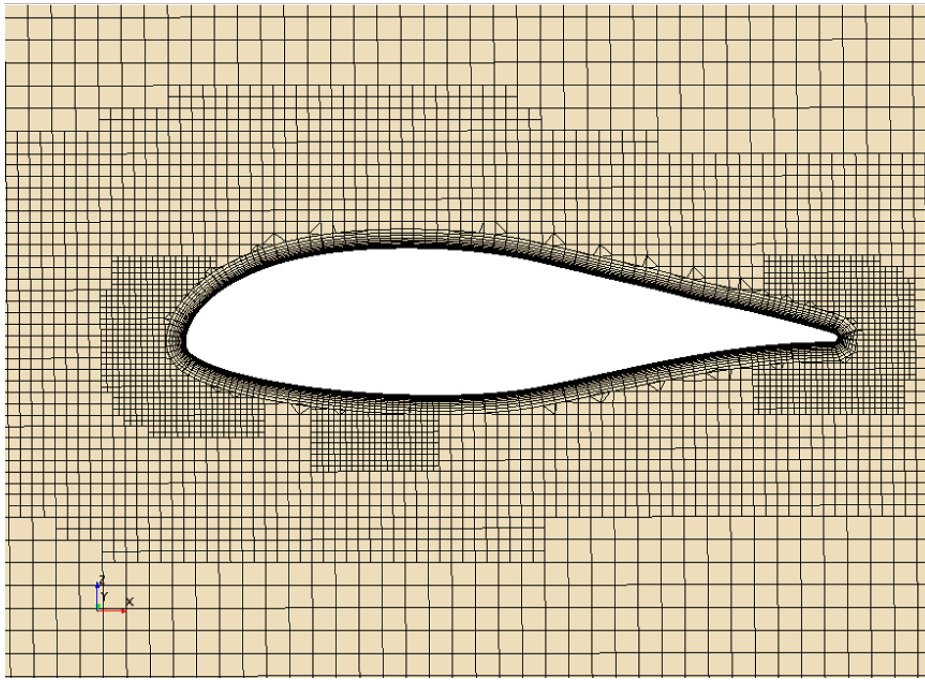
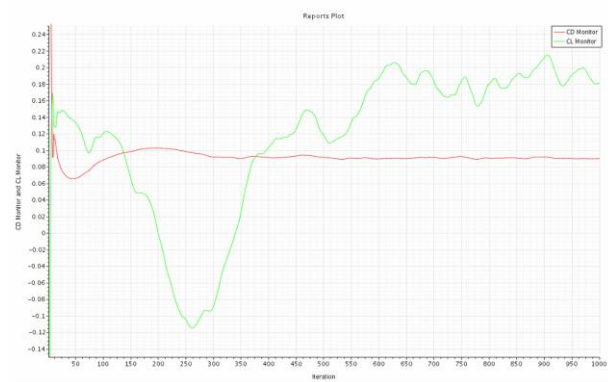


Ilustración 18. Perfil mallado en 3D. Mesh 11 / target 0,65mm

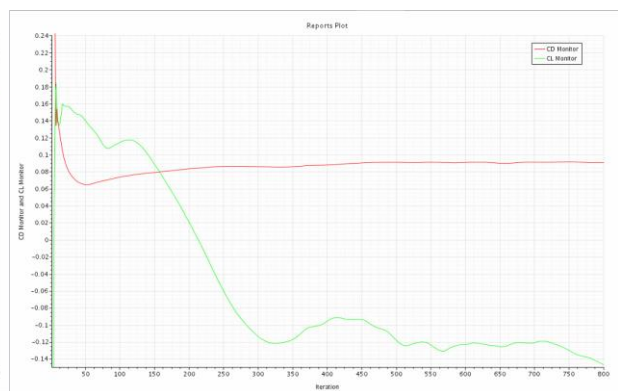
En primer lugar, calibramos tiempo de cálculo malla corriendo el análisis con la malla más fina de todas, la *Mesh 14 / target 0,50mm* con K-Omega y el modelo de transición “Gamma”. Rápidamente sale a la luz el principal problema de la cantidad tan elevada de celdas que posee (20.525.060): la lentitud de cálculo. En hacer 1000 iteraciones tarda 18,5h. A esto le sumamos que anterior al cálculo, el tiempo de mallado asciende a 0,5h aproximadamente. El Departamento de Ingeniería Aeroespacial cuenta con una PC de alta capacidad de cálculo y 48GB de memoria RAM, pero ante tal situación, solo un superordenador iría veloz calculando. El Trabajo que aquí se desarrolla prevé una totalidad de 38 análisis por lo que esta situación obliga a descartar por completo la opción de usar una malla tan densa.

Tras esto, corremos el problema con la *Mesh 11 / target 0,65mm*. El número de elementos es prácticamente la mitad, lo que implica que el tiempo de mallado quede en 13 minutos aproximadamente y el tiempo de realización de 1000 iteraciones se reduzca en más de la mitad, quedando en aproximadamente 4,5h.

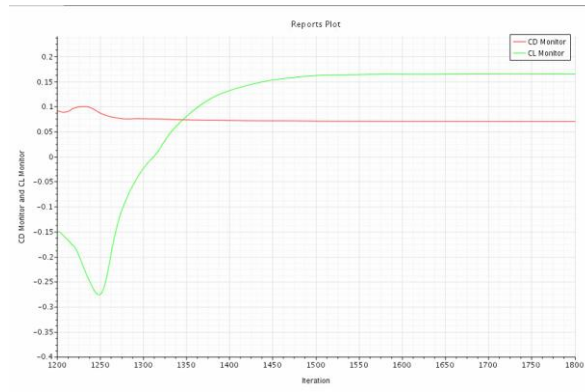
En esta ocasión, junto con los residuals, representamos los coeficientes de Drag y Lift (CD y CL) en vez de los valores netos de D y L ya que, al ser un flujo tridimensional, tienen más transcendencia por ser parámetros adimensionales.



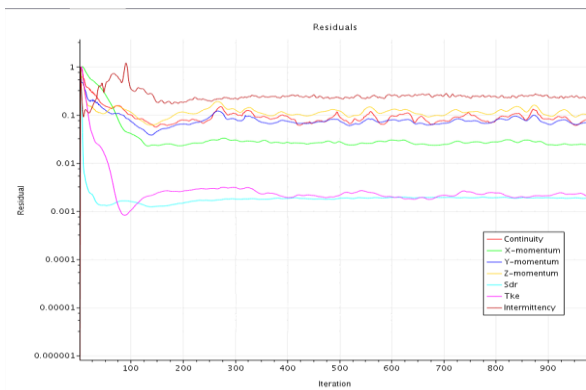
K-Omega con Gamma Transition



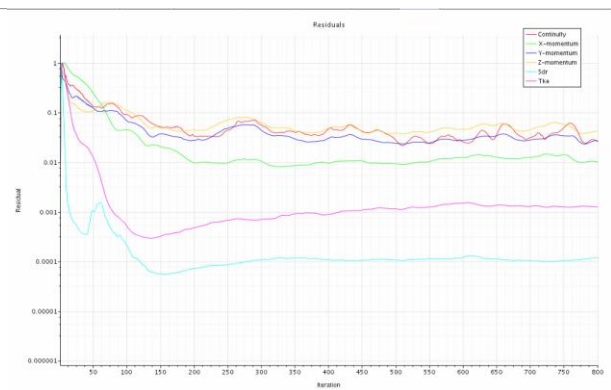
K-Omega sin modelo de transición



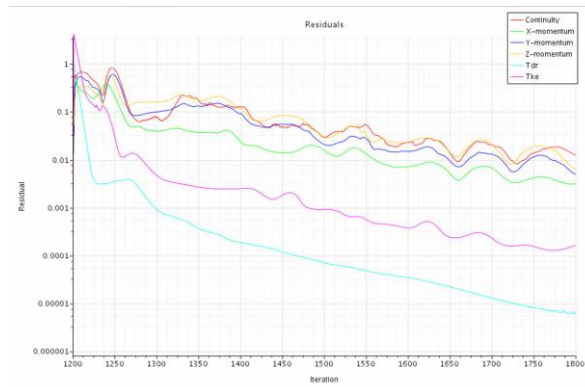
K-epsilon



K-Omega con Gamma Transition



K-Omega sin modelo de transición

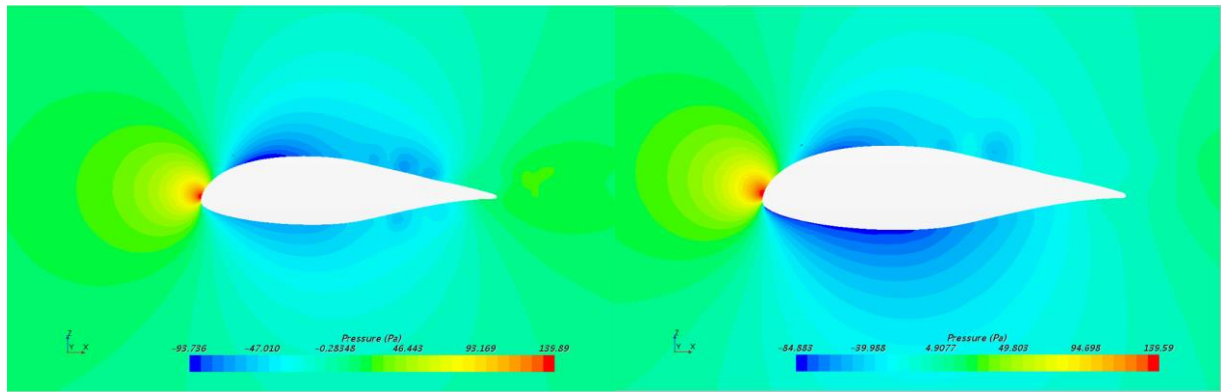


K-epsilon

Gráfica 11. Evolución CD-CL / Residuals 3D. Mesh 11 / target 0,65mm

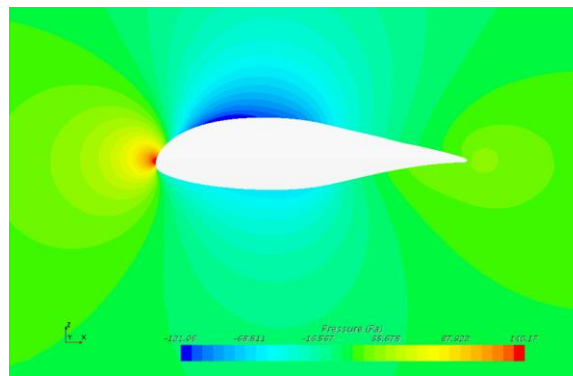
Al contrario que lo que sucedía en los estudios 2D, para esta misma combinación de parámetros de malla (*Mesh 11*) los resultados tras 1000 iteraciones no convergen en ninguno de los estudios con K-Omega, si bien es cierto que sin modelo de transición la variación a lo largo de las iteraciones es menor, este no llega a estabilizarse en ninguno de los análisis. Así pues, el residuo de continuidad queda del orden de 0.1 (siendo algo menor cuando no existe modelo de transición, debido a la variación más suave ya comentada). Para el Realizable K-Epsilon Two-Layer si que apreciamos una convergencia adecuada en el CL y CD que queda corroborada por un descenso más apreciable en los Residuals.

Tal y como se ha hecho en el análisis bidimensional, tratamos de obtener mejores conclusiones con la distribución de presiones en alguna sección concreta del ala:



K-Omega con Gamma Transition

K-Omega sin modelo de transición



K-epsilon

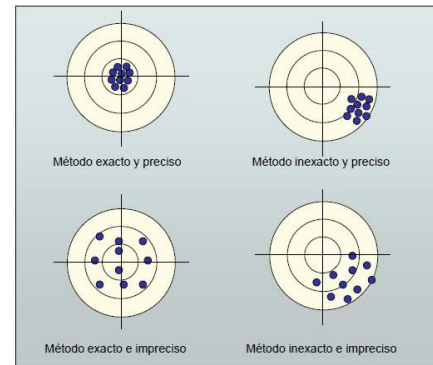
Gráfica 12. Distribución de presiones sección ala. Mesh 11 / target 0,65mm

La Gráfica 12 da una inmediata idea del porqué de la no convergencia usando K-Omega. Tal y como se vislumbraba en el análisis bidimensional con “Gamma transition” (Gráfica 2), en el análisis tridimensional aparecen, para ambas opciones de modelar la transición, unos puntos aislados de baja presión en la zona de desprendimiento de la corriente. La complejidad en el flujo que introduce la presencia del fuselaje junto con los efectos del movimiento transversal de la corriente provoca que, a pesar de tener una malla muy fina que consigue converger para 2D, el flujo no quede bien modelado en la zona de desprendimiento y el sistema de ecuaciones no se resuelva con exactitud. Sin embargo, cuando se introduce el modelo K-Epsilon observamos que estas discontinuidades no se dan y la capa límite permanece adherida.

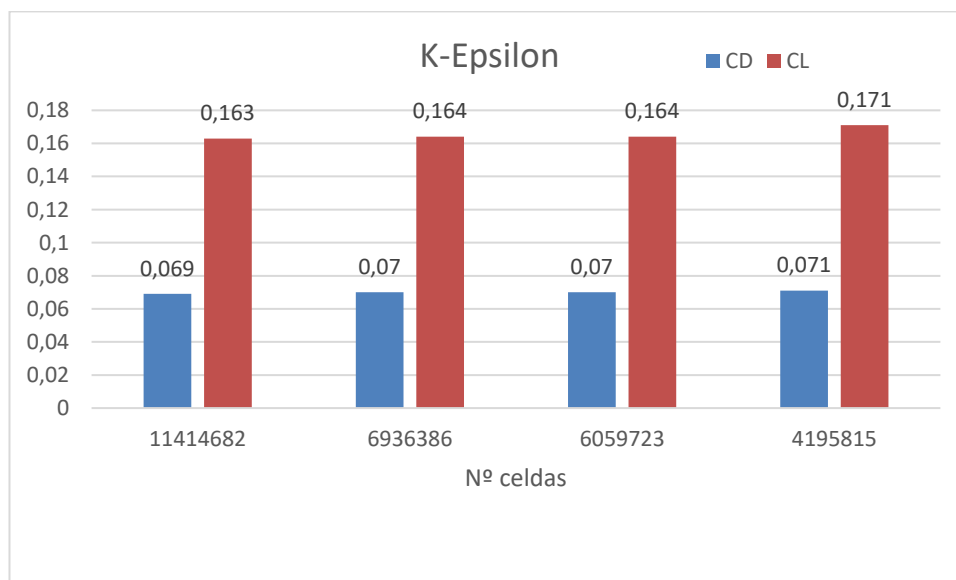
Seguidamente, la tercera malla propuesta es la *Mesh 7 / target 0,90mm*. El número de elementos es 6.936.386, o sea tiene un 35% menos que la malla anterior (*Mesh 11*). Así pues, el tiempo de cálculo se reduce a unas 3h aproximadamente. Basándose en lo obtenido para 2D, esta combinación de parámetros no es adecuada para el modelo K-Omega con “Gamma Transition” asique este queda en principio descartado y se introducen solo los otros dos.

Tras analizar esta malla con K-Omega sin modelo de transición lo único reseñable es que los resultados siguen oscilando entre los mismos valores pico-pico pero con una frecuencia mayor que para la *Mesh 11*. Para K-Epsilon, la convergencia sigue siendo adecuada y rápida.

Claramente, la precisión del modelo K-Epsilon es mayor que la del modelo K-Omega. Es por este motivo, sin necesidad de realizar los estudios con K-Omega de las 2 mallas que faltan, se toma la decisión de que el modelo elegido para los análisis a realizar sea el **Realizable K-Epsilon Two-Layer** quedando pendiente, claro está, la demostración en túnel de viento de que además de preciso sea exacto. Por otro lado, se realizarán algunos de estos también con **K-Omega sin modelo de transición** con tal de que, si finalmente los resultados del test no cuadran con los obtenidos en STAR CCM+ usando K-Epsilon, se tenga disponibilidad de estos otros y se pueda comparar rápidamente si son más próximos o no.



Llegados a este punto, completamos el barrido de número de celdas usando K-Epsilon para determinar si en 3D existe variabilidad de resultados en función del número de elementos o si por el contrario, como pasa en 2D, los resultados son prácticamente independientes.



Gráfica 13. Evolución CL-CD según nº celdas en 3D / K-Epsilon

Efectivamente, tal y como pasa en 2D, en el rango elegido, el número de elementos de malla no tiene especial relevancia en los valores de CL y CD. Vemos como para las 3 mallas con más elementos la convergencia es total y para la 4ª existe una pequeña desviación en el CL. Este hecho nos lleva a decantarnos por la ***Mesh 5 / target 1,10mm*** (salvo cambio excepcional en alguno) para realizar la totalidad de los estudios por ser la de menor número de elementos de las 3 que tienen convergencia total.

WAKE REFINEMENT

Una vez seleccionados los parámetros de malla se estudia la influencia del “wake refinement”. La intención de este es refinar la malla aguas abajo del cuerpo ya que la separación de la capa límite causa turbulencia e inestabilidad del flujo y a priori, se debe tener mayor número de elementos en esta zona para capturar bien la variabilidad entre todos los puntos.

Por otro lado, capturar bien el comportamiento en la zona de la estela de las alas es fundamental para modelar bien el problema puesto que es conocido que lo que pasa aguas abajo de las mismas afecta a la corriente aguas

arriba. Nos basamos en las imágenes siguientes [5] para dar una breve explicación:

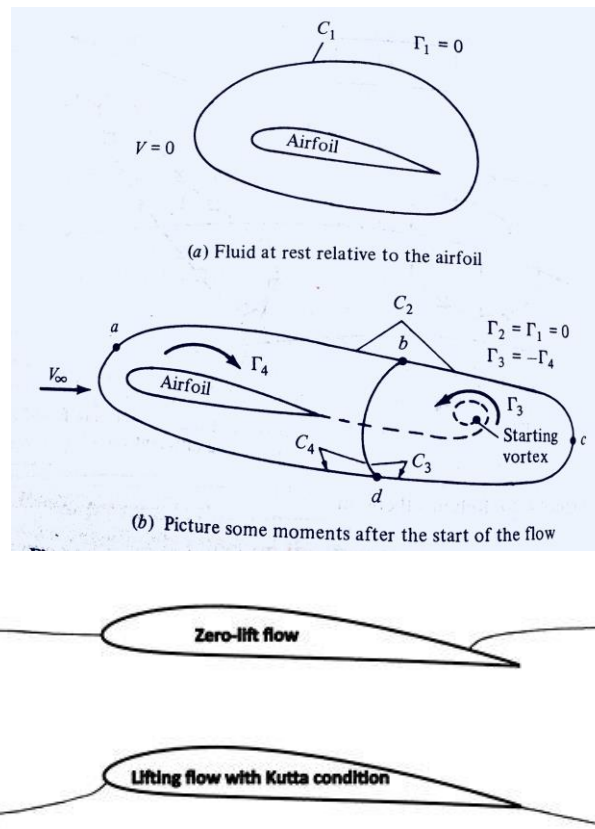


Ilustración 19. Influencia de la estela en el ángulo de ataque efectivo

El teorema de la circulación de Kelvin dice que la circulación inicial alrededor de un bucle cerrado que incluye el perfil aerodinámico cuando el flujo no tiene velocidad, que es 0, debe ser igual al valor final de la circulación en ese bucle cerrado una vez que el flujo haya alcanzado una velocidad constante. En este momento el ala está generando sustentación lo que conlleva que aguas abajo se cree un torbellino e instantáneamente, para mantener la circulación constante e igual a 0, en la zona próxima al borde de ataque se genera otro de igual intensidad pero sentido contrario de giro. De esta manera el ángulo de ataque efectivo que ve cada perfil se modifica ligeramente dando lugar a posibles cambios en las fuerzas que generan.

Se decide realizar un estudio sobre la influencia que puede llegar a tener este refinamiento en los resultados de nuestros análisis antes de decidir si se implementa o no puesto que supone un incremento considerable del número de celdas y por tanto, del tiempo de cálculo. Para ello, se estudiarán 2 ángulos de ataque (0° y 30°) distintos con y sin wake usando el modelo de turbulencia K-Epsilon y los parámetros de malla ya fijados.

El volumen que engloba este refinamiento se forma al barrer una superficie en una dirección y distancia definidas por el usuario. Además, se selecciona el tamaño de refinamiento final y el parámetro de crecimiento desde la capa límite hasta este. El wake seleccionado es:

Tabla 10. Parámetros análisis con Wake

Distancia	1m
Dirección	0° / 30°
Isotropic Size	3mm
Remesher Wake Refinement	1,07

En primer lugar observamos gráficamente lo que implica introducir wake:

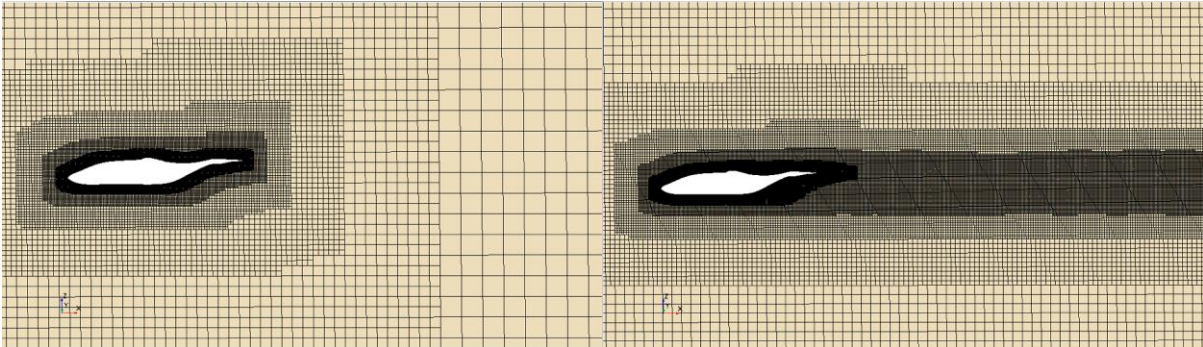
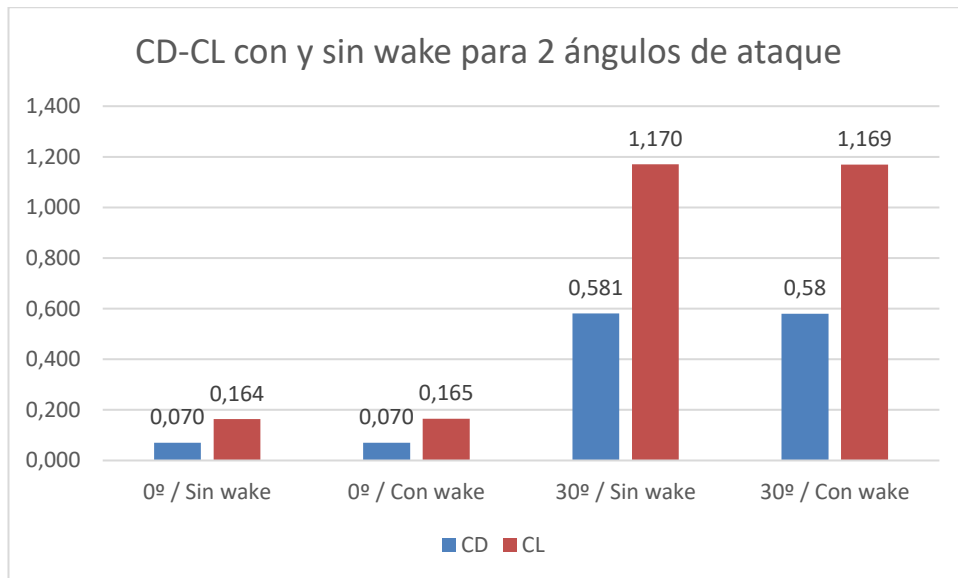


Ilustración 20. Malla con y sin wake refinement

Los resultados son los siguientes:



Gráfica 14. Influencia del wake

Para todos los casos los datos son bastante claros e indican que no resulta efectivo implementar un “Wake Refinement” en la estela del modelo puesto que, a priori (falta la comprobación experimental) la malla realizada captura adecuadamente el comportamiento del flujo y las fuerzas generadas para este modelo turbulento sin necesidad de afinar aguas abajo.

3 ESTUDIO AERODINÁMICO DURANTE LA FASE DE CRUCERO

Una vez definido el conjunto de parámetros con el que se van a realizar los análisis pasamos a hacer un estudio exhaustivo de los resultados obtenidos tras correr todos.

En primer lugar nos centramos en el comportamiento que tendrá la aeronave real en mayor porcentaje del tiempo de vuelo, el crucero. Este se estima que se realizará entorno a los 15-20 m/s, pero la dificultad del túnel de viento del laboratorio de Ingeniería aeroespacial de alcanzar los 20 m/s por sus limitaciones hace que tomemos como velocidad de crucero 15 m/s.

Con tal de conseguir un amplio rango de posibles actitudes del avión en vuelo de crucero se realizan barridos de ángulo de ataque, de roll y de guiñada (todos ellos entre sí independientes). Con los barridos de roll y guiñada observaremos qué pasa ante una posible ráfaga de viento o una transición suave. Con el barrido de ángulo de ataque se podrán ver los extremos viables de vuelo y se podrá buscar el ángulo de ataque óptimo para forzar a que el crucero se realice con este además de un correcto posicionamiento del centro de gravedad según esté posicionado el centro de presiones.

3.1. Set-up estudio longitudinal

Para conseguir emular lo mejor posible las condiciones que se van a dar en el túnel de viento el cambio de ángulo de ataque se realiza girando los ángulos requeridos el modelo desde un eje situado a unos 700mm de la parte trasera (*ver Ilustración 7*). Para este apartado concretamente serán aquellos que van desde -30° a 30° con un paso de 5°.

De especial interés en todo problema de mecánica de fluidos son las magnitudes adimensionales. Para ellas se han tomado las siguientes consideraciones y magnitudes de referencia:

- $V_{ref} = 15 \text{ m/s}$
- $A_{ref} = 0.01449 \text{ m}^2$ ⁷.
- $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$
- $Cuerda\ referencia = 0.0461\text{m}$

Simplemente con ver la forma en planta nos percatamos de que la cuerda no es constante a lo largo de la envergadura. Tomamos con referencia la Cuerda Aerodinámica Media ('MAC' por sus siglas en inglés). Esta, según la literatura, se estima tal que:

⁷ Recordamos que este caso se realiza recurriendo a simetría. Se toma la superficie en planta de un semiala.

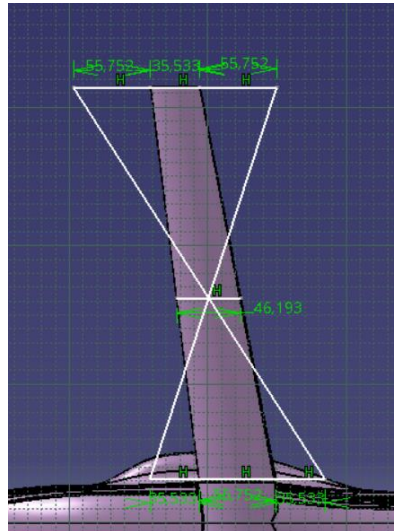


Ilustración 21. Estimación Cuerda Aerodinámica Media

- Eje sobre el que se toman momentos

Al no tener aun (en la fecha de realización de estos estudios CFD) fijado el centro de gravedad del avión real, se selecciona un eje transversal que pasa por el punto más adelantado del borde de ataque de las alas ya que se estima que el eje transversal que pase finalmente por el centro de gravedad real esté próximo a este para que el avión sea estable.

Por tanto la posición de este eje con respecto al sistema de referencia colocado en el morro (*ver Ilustración 22*) es:

X (mm)	Z (mm)
174,17	39,96

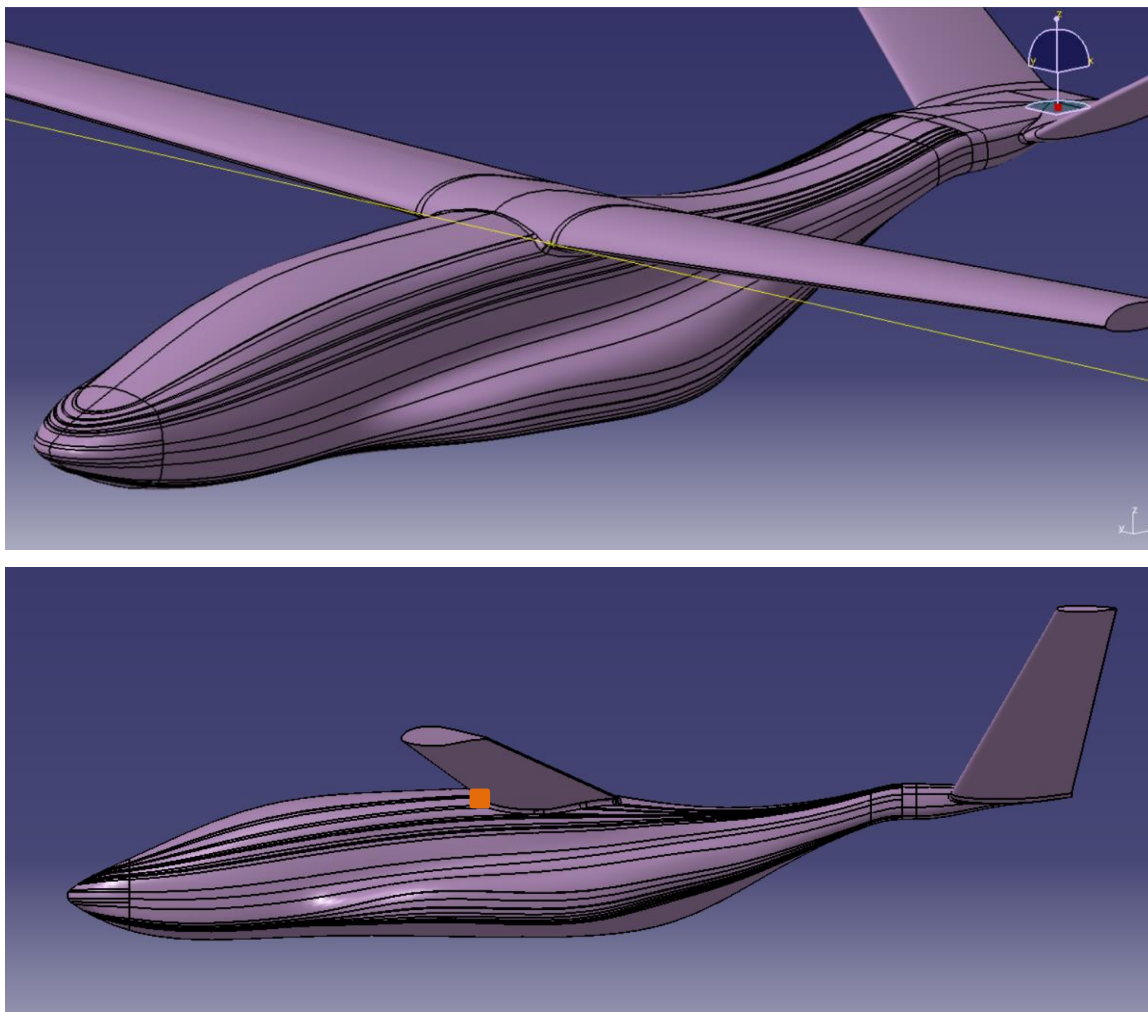


Ilustración 22. Eje sobre el que se toman momentos

- Mallado

Con los parámetros escogidos en apartados anteriores se realiza la malla. Esta, como también se ha dicho, se realiza únicamente de una mitad del modelo para posteriormente aplicar simetría y por tanto queda así:

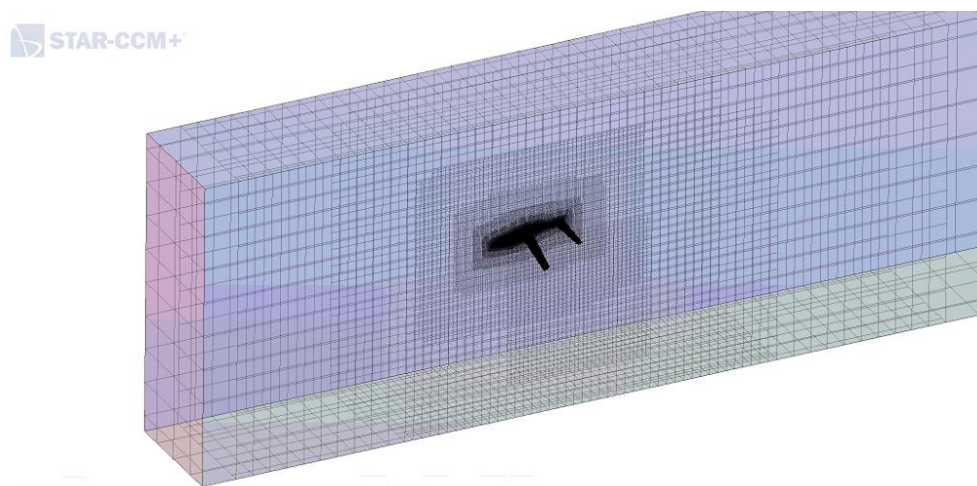


Ilustración 23. Malla modelo usando simetría

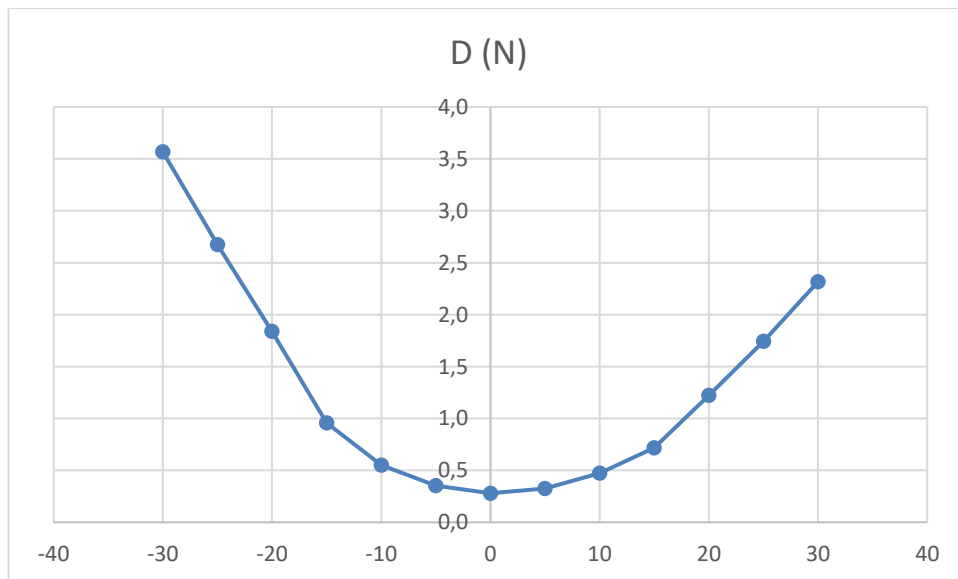
3.2. Resultados comportamiento longitudinal

Una vez sabemos cómo se han calculado las magnitudes adimensionales se muestran los datos numéricos obtenidos⁸. Posteriormente se pasa a explicar y dar sentido a los mismos mostrando las gráficas e imágenes adecuadas para ello.

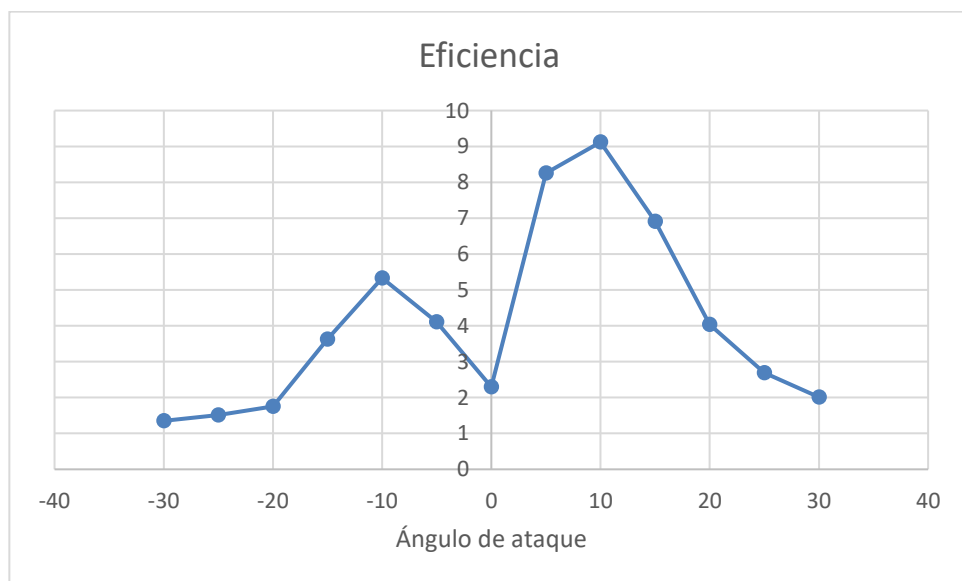
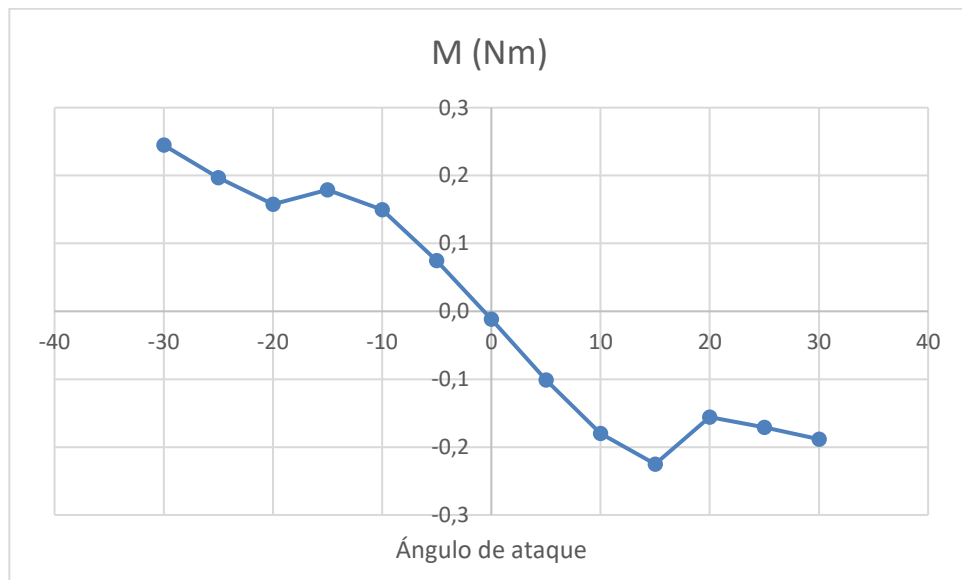
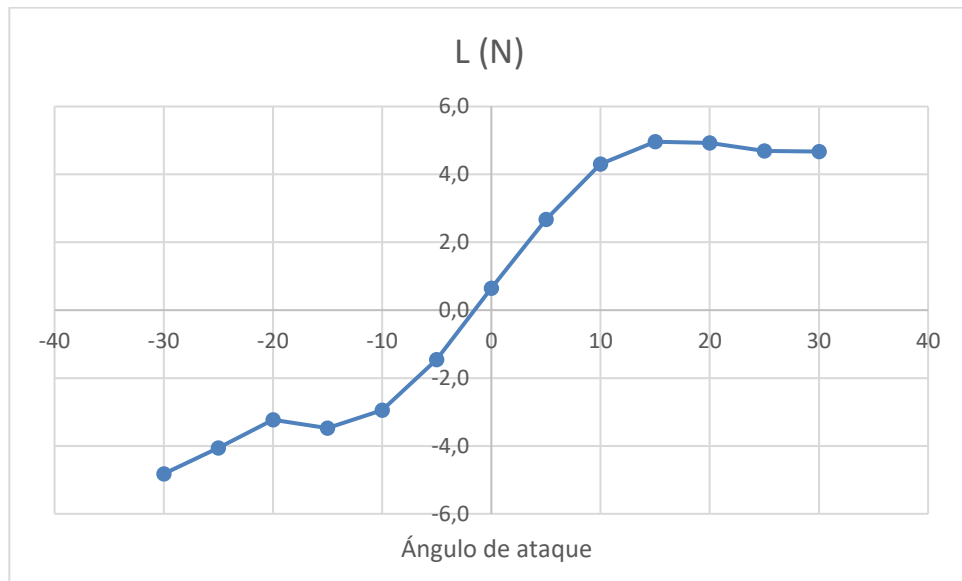
Tabla 11. Resultados numéricos análisis longitudinal en crucero (15 m/s)

Ángulo (°)	CD	CL	D (N)	L (N)	E	CM	M (Nm)
-30	0,893	-1,207	3,568	-4,822	1,351	1,330	0,245
-25	0,669	-1,016	2,674	-4,056	1,517	1,071	0,197
-20	0,461	-0,809	1,840	-3,230	1,755	0,857	0,158
-15	0,240	-0,871	0,958	-3,478	3,630	0,972	0,179
-10	0,138	-0,736	0,552	-2,942	5,330	0,813	0,150
-5	0,089	-0,365	0,354	-1,456	4,113	0,405	0,075
0	0,070	0,164	0,280	0,644	2,300	-0,063	-0,012
5	0,081	0,669	0,324	2,674	8,253	-0,550	-0,101
10	0,118	1,077	0,472	4,304	9,119	-0,977	-0,180
15	0,180	1,242	0,718	4,962	6,911	-1,223	-0,225
20	0,306	1,234	1,222	4,932	4,036	-0,846	-0,156
25	0,436	1,175	1,744	4,692	2,690	-0,929	-0,171
30	0,580	1,169	2,316	4,670	2,016	-1,024	-0,188

Aunque en el mundo de la mecánica de fluidos es muy común tratar los datos adimensionalmente, para una mejor y más directa interpretación de estos una vez realizados los estudios en túnel de viento, se considera más cómodo exponer la evolución gráfica de las 2 fuerzas y el momento en lugar de sus coeficientes. Por último, se aporta la gráfica de la eficiencia aerodinámica.



⁸ Las magnitudes dimensionales se corresponden con el valor del modelo completo y no solo de la media parte estudiada.



Gráfica 15. D, L, M, E en crucero en función del ángulo de ataque

Estas gráficas hablan por sí solas. Sin centrarnos en la exactitud conseguida y para los ángulos estudiados, el modelo Two Layer K-Epsilon predice que la tendencia seguida por las fuerzas y momentos se asemeja mucho a la que se puede ver en la literatura (*anexo B. Comportamiento a altos ángulos de ataque*), o sea, la que se muestra en la *Ilustración 24*:

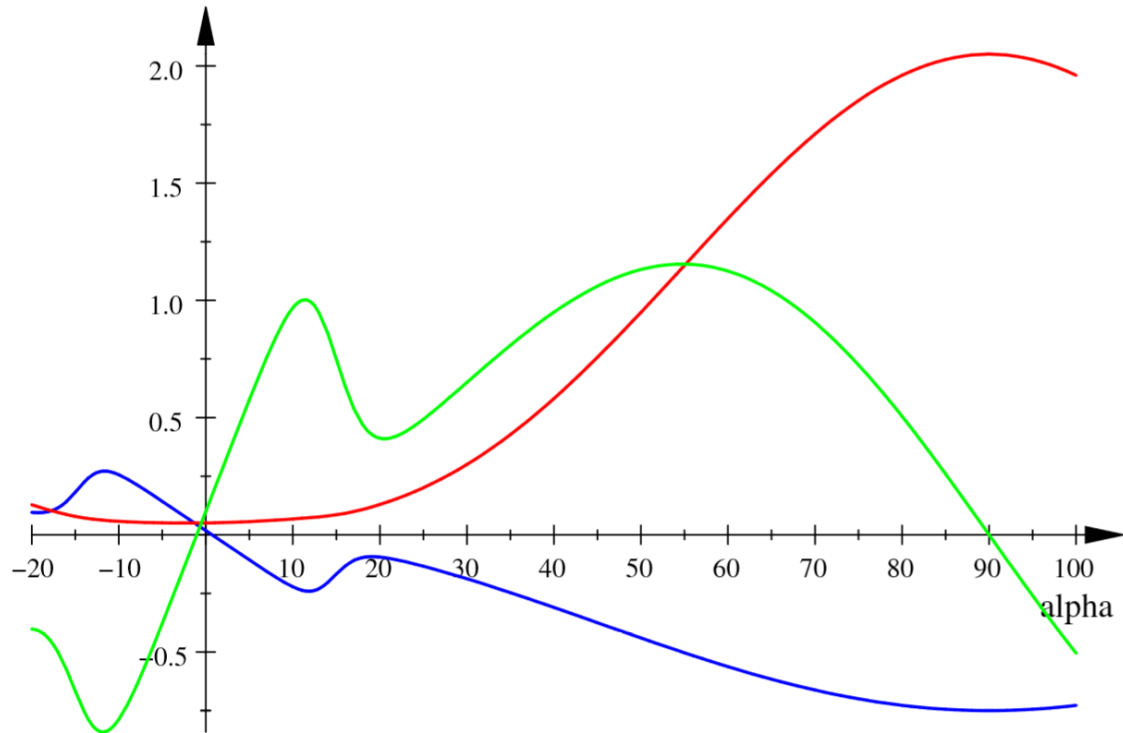
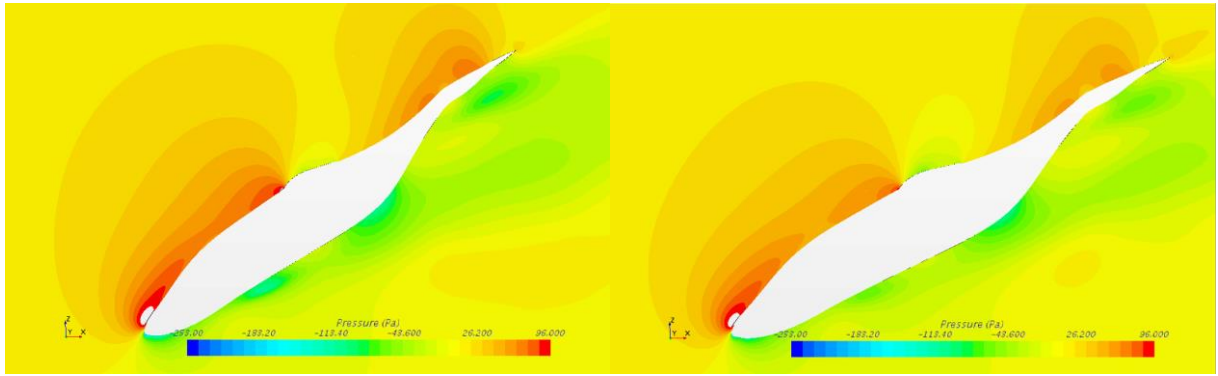


Ilustración 24. CL (verde), CD (rojo), CM (azul) en función de α [6]

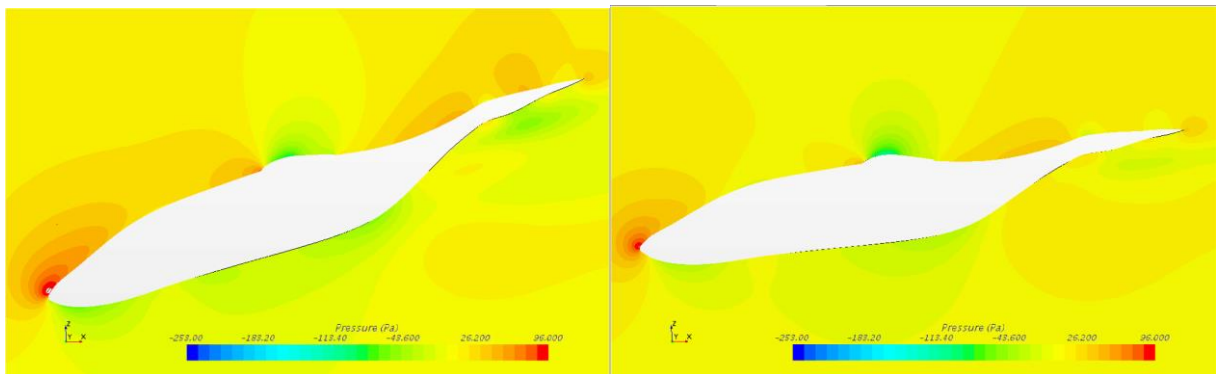
Centrándonos ahora en nuestro modelo, vemos como el valor de la sustentación en torno a 0° es prácticamente nulo. Por otro lado, el máximo de sustentación y el máximo valor absoluto del momento aerodinámico respecto al eje horizontal que pasa por el punto más adelantado del borde de ataque de las alas se da en torno a los 15° de ángulo de ataque. El modelo también predice un aumento gradual de la resistencia conforme el ángulo de ataque se aleja de 0° . Todo ello junto hace que la Eficiencia en torno a 0° sea pequeña y el máximo esté en torno a los 15° , por lo que es una zona clave a tener en consideración a la hora de trimar el avión.

Mostramos ahora las gráficas pertinentes para ver cómo estima este modelo de turbulencia que se comporta la corriente alrededor de la aeronave en túnel de viento. Para ello observaremos distribución de presiones y vectores de velocidad de la corriente en dos planos que cortan al modelo longitudinalmente. El primero lo corta por el fuselaje, **a 1cm del plano de simetría**; el segundo, corta al ala, **a 20cm del plano de simetría**.



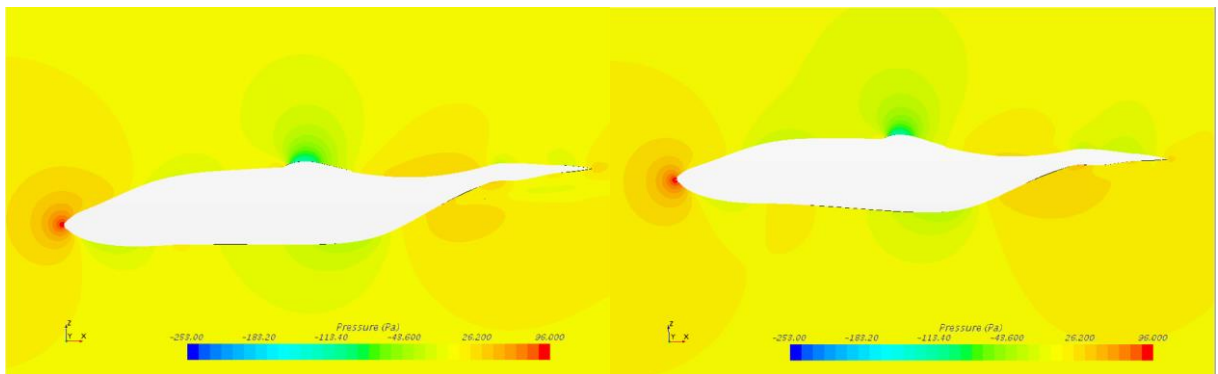
-30°

-25°



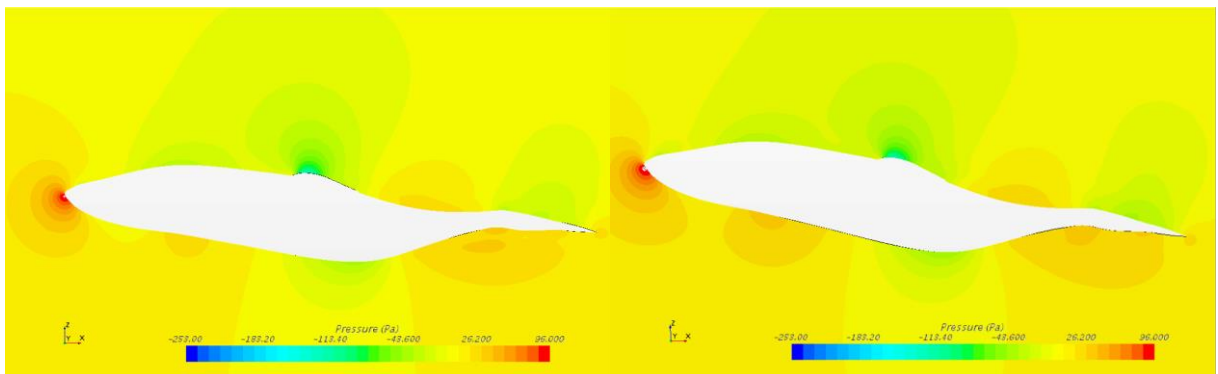
-15°

-5°



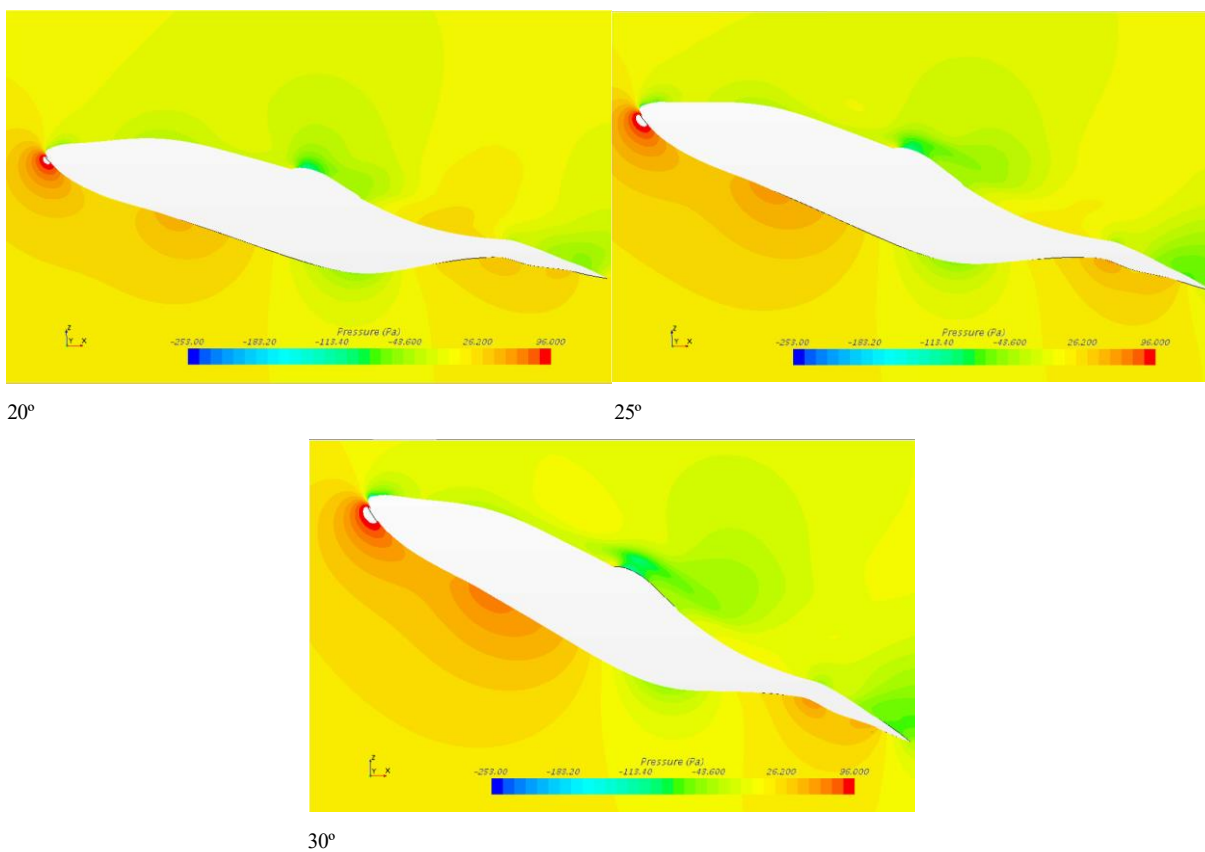
0°

5°

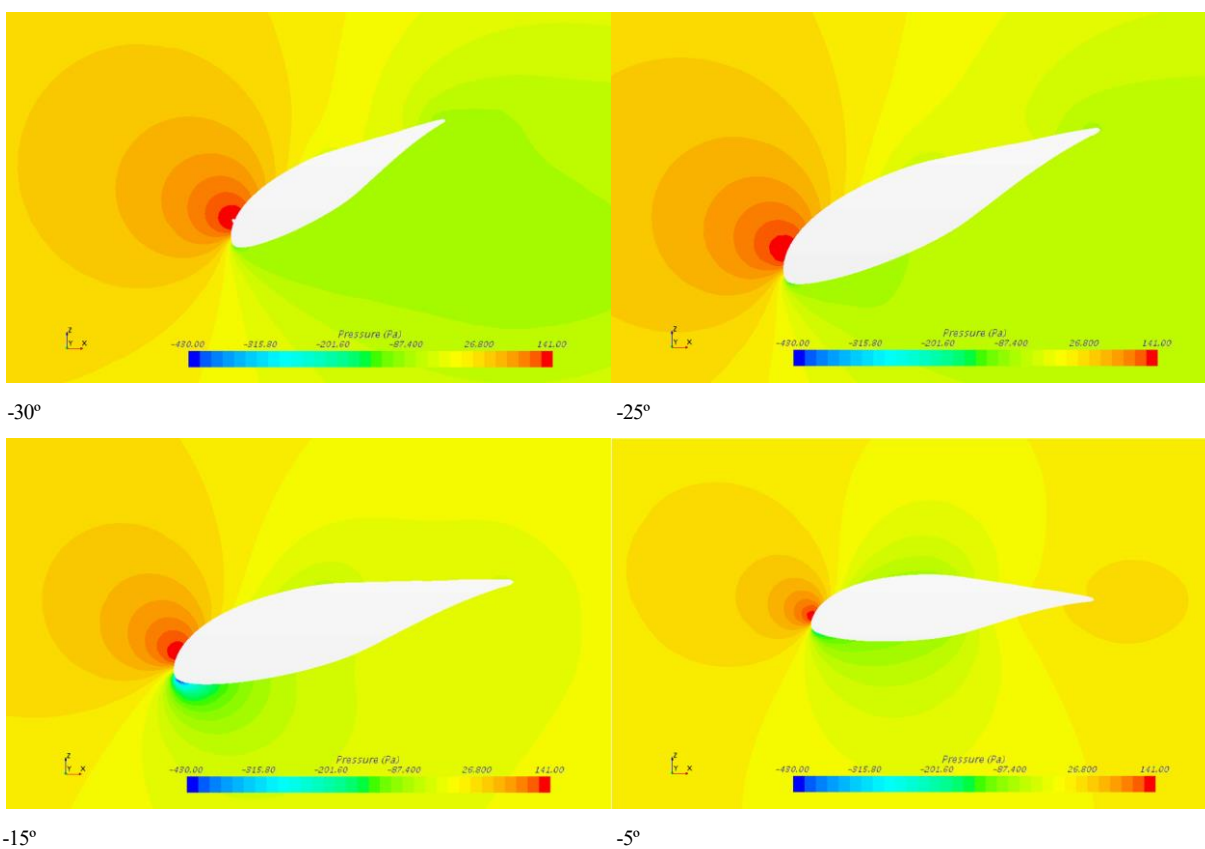


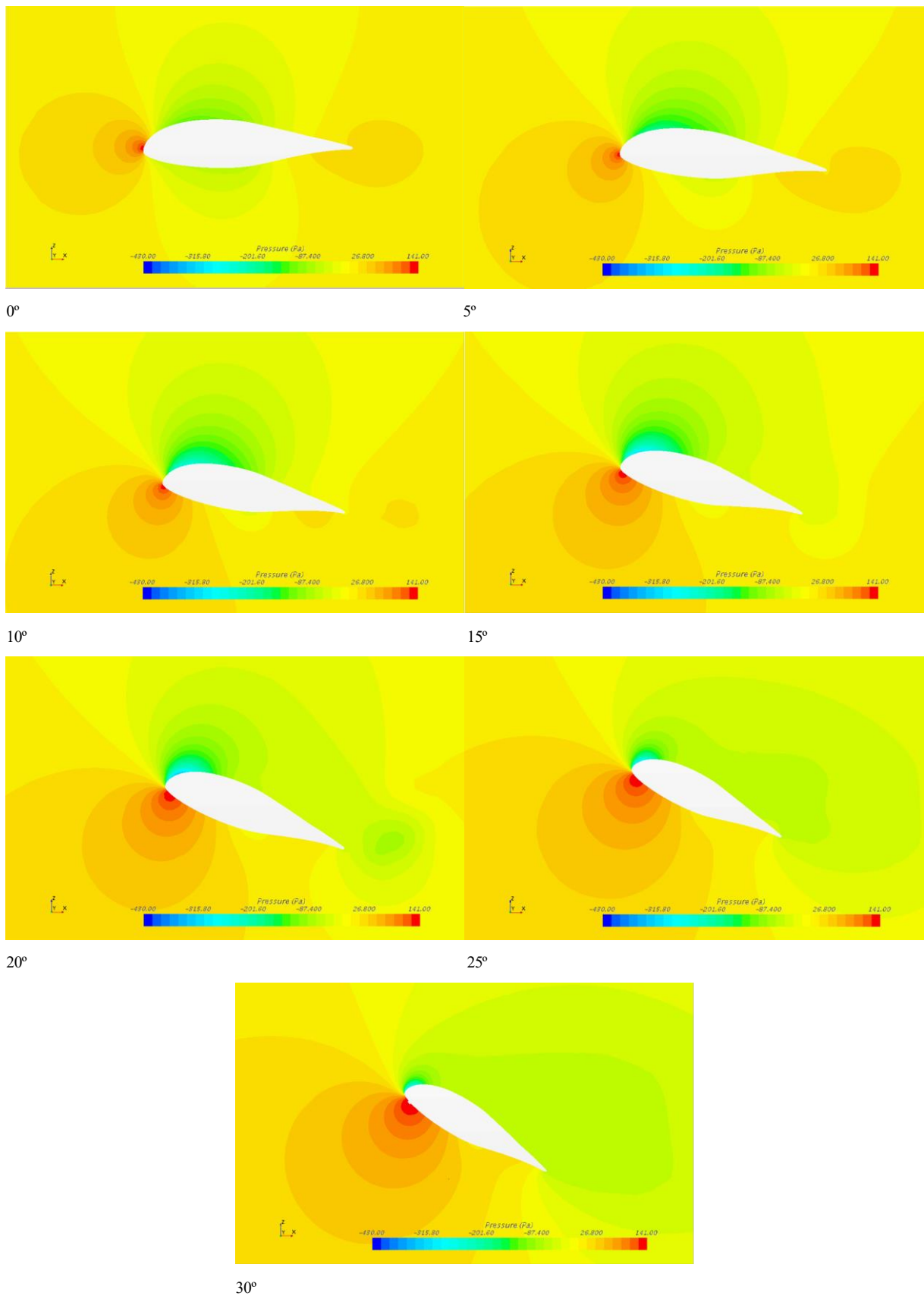
10°

15°



Gráfica 16. Distribución de presiones sección a 1 cm del plano de simetría

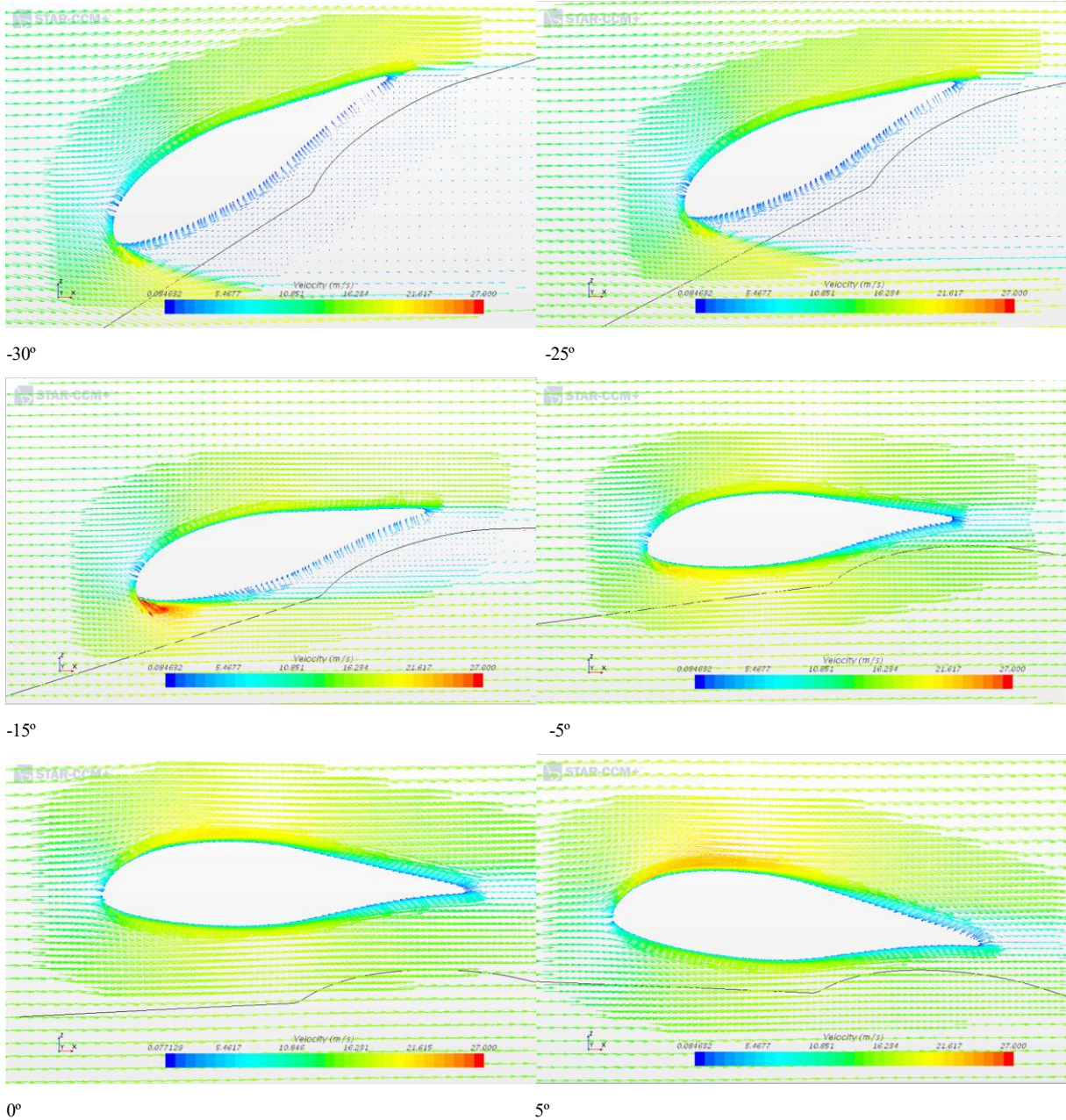


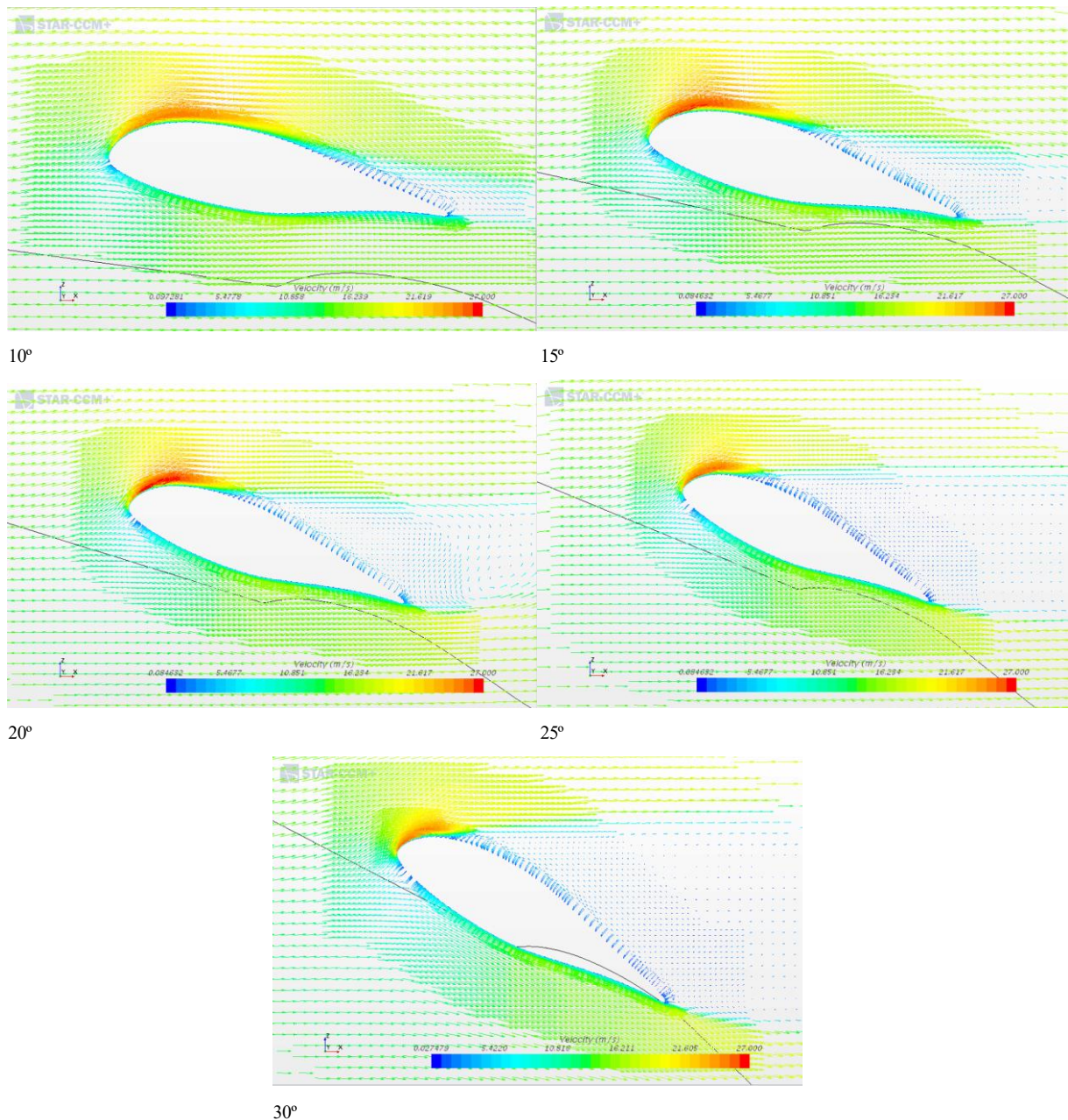


Gráfica 17. Distribución de presiones sección a 20cm del plano de simetría

En estas gráficas de distribuciones de presiones por un lado podemos observar la contribución del fuselaje a la

sustentación y a la resistencia simplemente analizando las componentes vertical y longitudinal que genera la diferencia de presiones entre la parte superior e inferior en cada caso. Por otro lado, si nos centramos en el ala, ya se intuye que para ángulos superiores a 15° el modelo de turbulencia predice una separación de la capa límite en prácticamente todo el extradós por la gran burbuja isobara a la presión del flujo de entrada que se aprecia. A su vez, para aquellos ángulos inferiores a -15° , también se prevé un desprendimiento de la corriente en el intradós. Corroboramos esta intuición con la representación de los vectores de velocidad en el plano que secciona al ala:

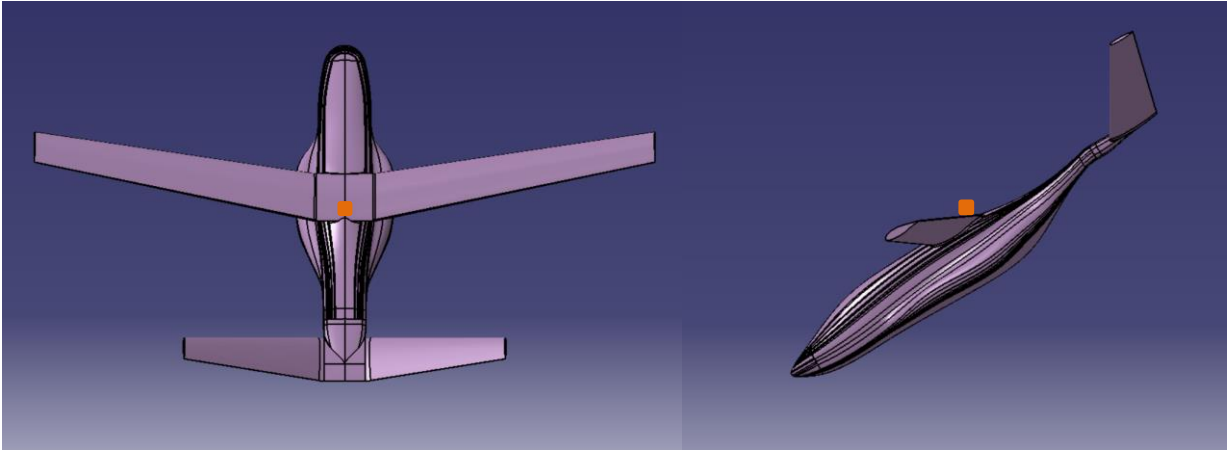




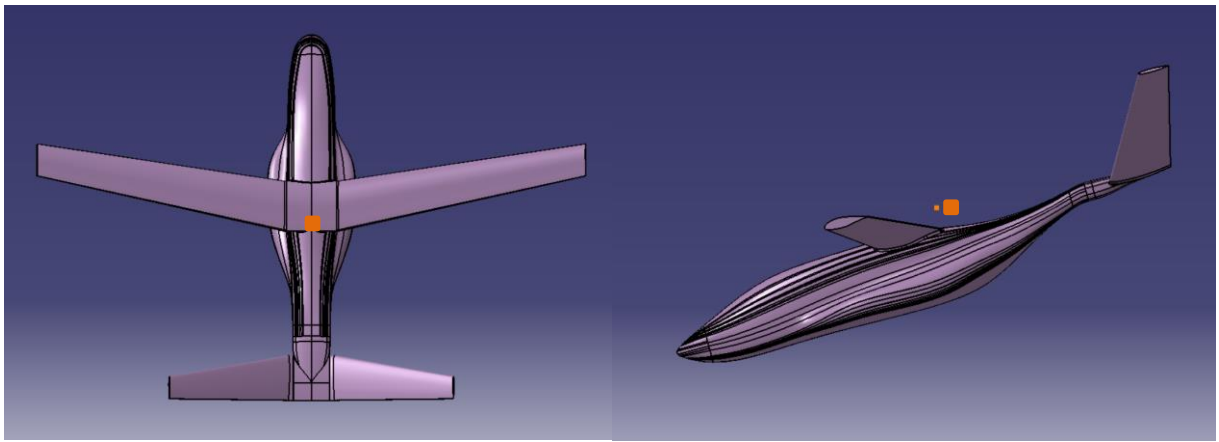
Gráfica 18. Vectores de velocidad sección a 20cm del plano de simetría

Efectivamente, para los ángulos mayores de 15° y los menores de -15° estudiados se aprecia claramente un desprendimiento total de la capa límite, lo cual conduce al aumento considerable de resistencia visto en la *Gráfica 15*. En cuanto a la sustentación, la práctica independencia con el ángulo de ataque a partir de estos ángulos se da porque para todos, la velocidad máxima alcanzada y por tanto, el pico de succión es muy similar.

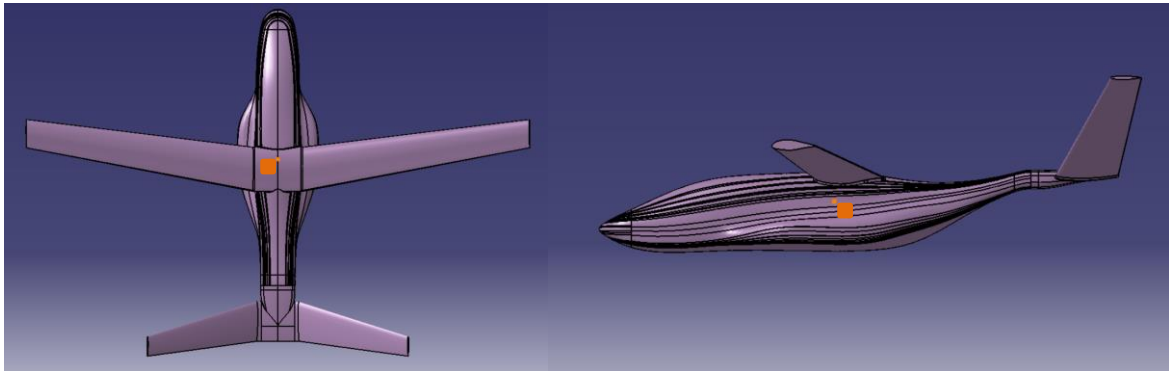
Por último es de especial relevancia conocer la predicción de la posición del centro de presiones para cada situación. Se implementa una serie de Reports en Star CCM+ para obtenerlo.



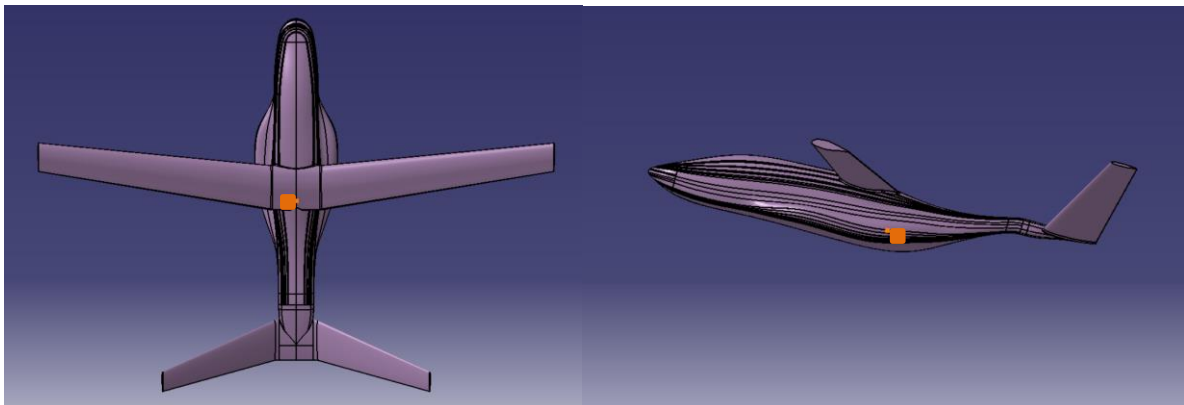
-30°



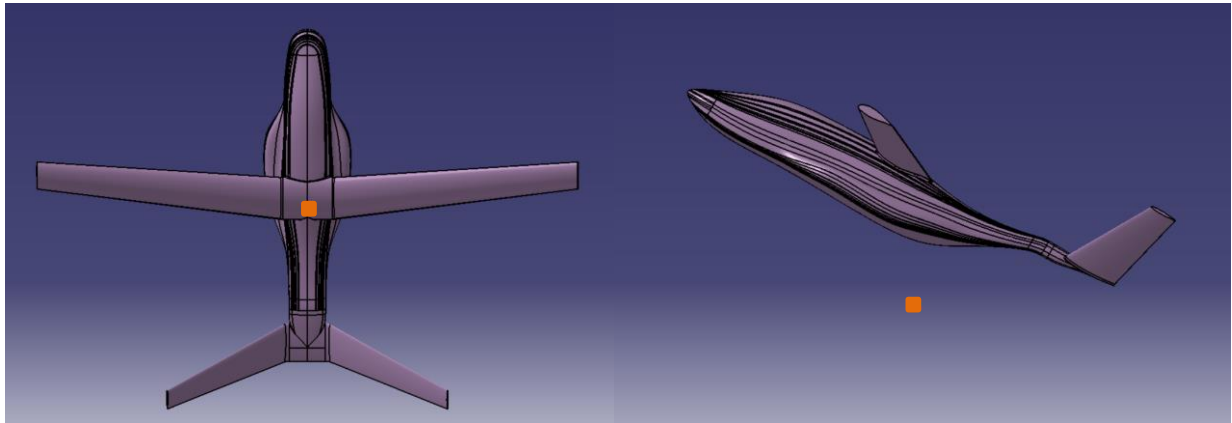
-15°



0°



15°

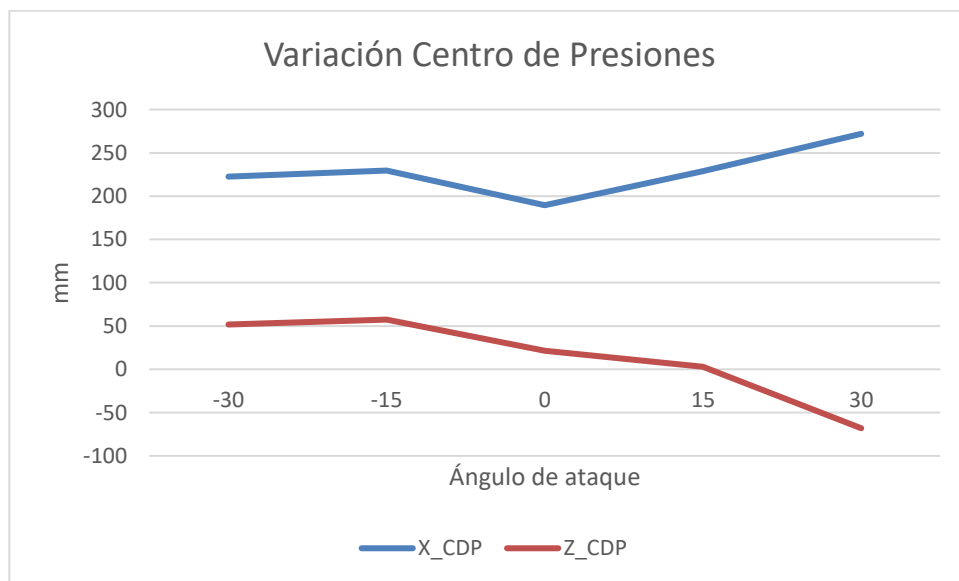


30°

Ilustración 25. Posición CDP según ángulo de ataque

Observamos como la posición más adelantada en el sistema de referencia utilizado del CDP se obtiene para ángulo de ataque nulo y la más atrasada para ángulo de ataque 30°. Para este último caso vemos como en el eje vertical se desplaza de manera muy brusca hacia abajo, siendo este el único caso donde el CDP no se encuentra dentro de la envolvente geométrica del modelo. Dicho fenómeno es factible que venga provocado por la gran entrada en pérdida que se da para este ángulo de ataque.

Una vez vista y analizada la evolución gráfica, conviene dejar constancia numérica de la posición del mismo con respecto al sistema de referencia situado en el morro:



Gráfica 19. Evolución CDP

Ángulo (°)	X_CDP (mm)	Z_CDP (mm)
-30	222,4	51,6
-15	229,6	57,4
0	189,5	21,6
15	228,9	3,1
30	272,0	-68,1

3.3. Set-up estudio en guiñada

El estudio de guiñada se realiza con el modelo a ángulo de ataque nulo y para 4 ángulos distintos de resbalamiento del flujo incidente: 5°, 10°, 15° y 20° ya que se considera una muestra sólida para los casos que se van a presentar en vuelo⁹.

En este análisis, más que las fuerzas de sustentación y resistencia, tiene especial interés la fuerza lateral que se desarrolla. Esta es fundamental para predecir una serie de leyes de control adecuadas.

Importante aquí tener en cuenta, como ya se ha comentado anteriormente, que no se puede aplicar simetría en CFD puesto que el flujo no está alineado con el plano de simetría. Por tanto, los análisis de este apartado se realizan con el modelo de avión y modelo de túnel de viento virtual completos, lo cual aumenta al doble tanto el número de elementos como el tiempo hasta converger.

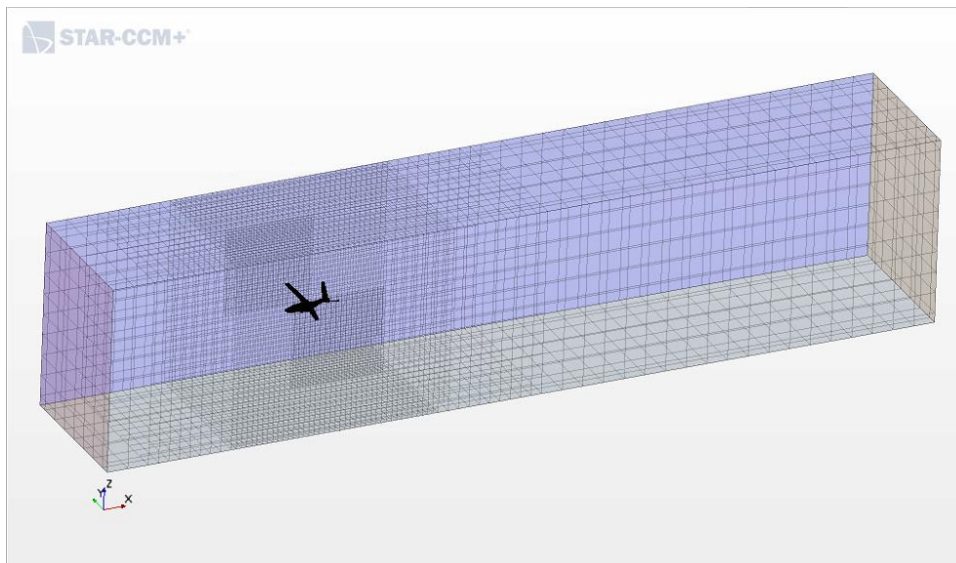


Ilustración 26. Mallado modelo completo

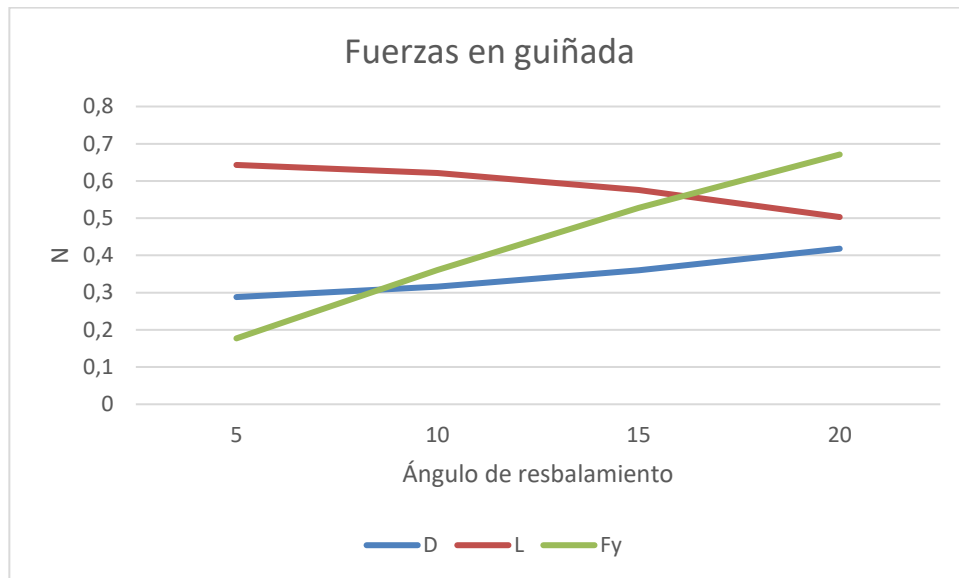
3.4. Resultados comportamiento en guiñada

Pasamos a profundizar en los datos obtenidos:

Tabla 12. Resultados barrido de guiñada

Ángulo (°)	CD	CL	D (N)	L (N)	Fy (N)
5	0,072	0,161	0,288	0,643	0,177
10	0,079	0,155	0,316	0,621	0,361
15	0,09	0,144	0,360	0,576	0,528
20	0,104	0,126	0,418	0,503	0,671

⁹ Al contrario que para el estudio longitudinal, no se realizan los correspondientes casos con ángulo de resbalamiento negativo puesto que son problemas simétricos.



Gráfica 20. Evolución de las fuerzas en guiñada

Fácil observar como, por un lado, la fuerza lateral evoluciona linealmente conforme el ángulo de resbalamiento aumenta. Esta no supera en ningún momento 1N, por lo que habrá que ser muy precisos midiendo en túnel de viento real. Por otro, como la sustentación disminuye prácticamente en la misma proporción que aumenta la resistencia. Hay que tener en cuenta que ambas siguen definidas exactamente igual que lo vienen haciendo hasta ahora, sustentación perpendicular a la corriente en el infinito y resistencia en la dirección de la misma. Así pues, la sombra del fuselaje conlleva una reducción de la fuerza vertical generada por las alas y la presencia del mismo con una sección frontal expuesta cada vez mayor conforme el ángulo aumenta conlleva un aumento de la resistencia. La siguiente imagen muestra ciertas líneas de corriente y es bastante representativa de lo que se acaba de exponer.

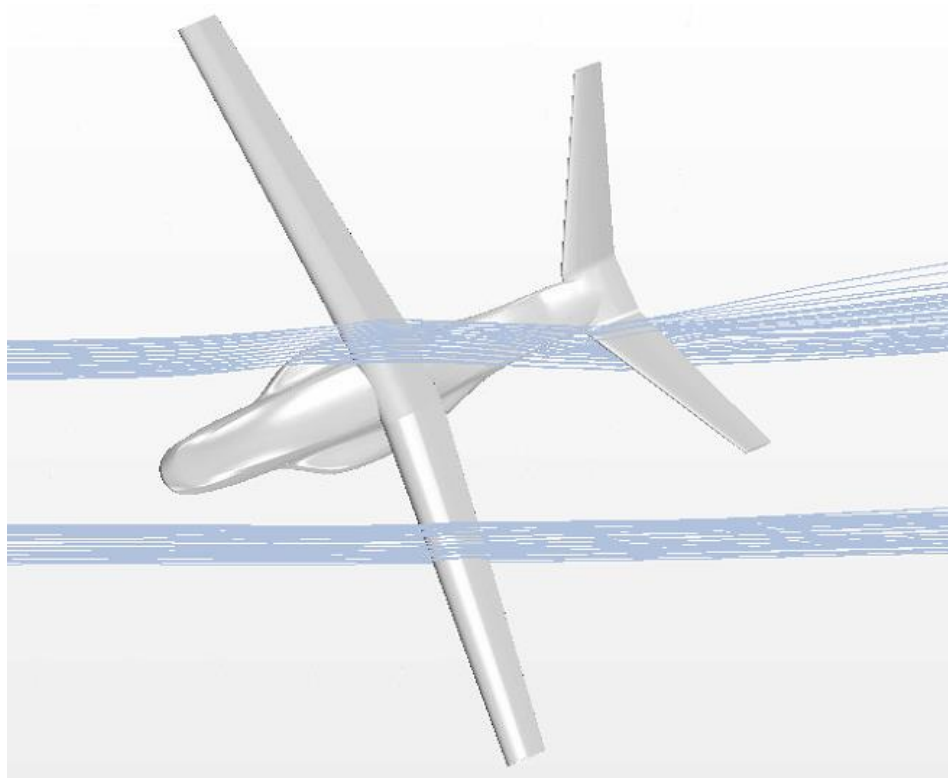
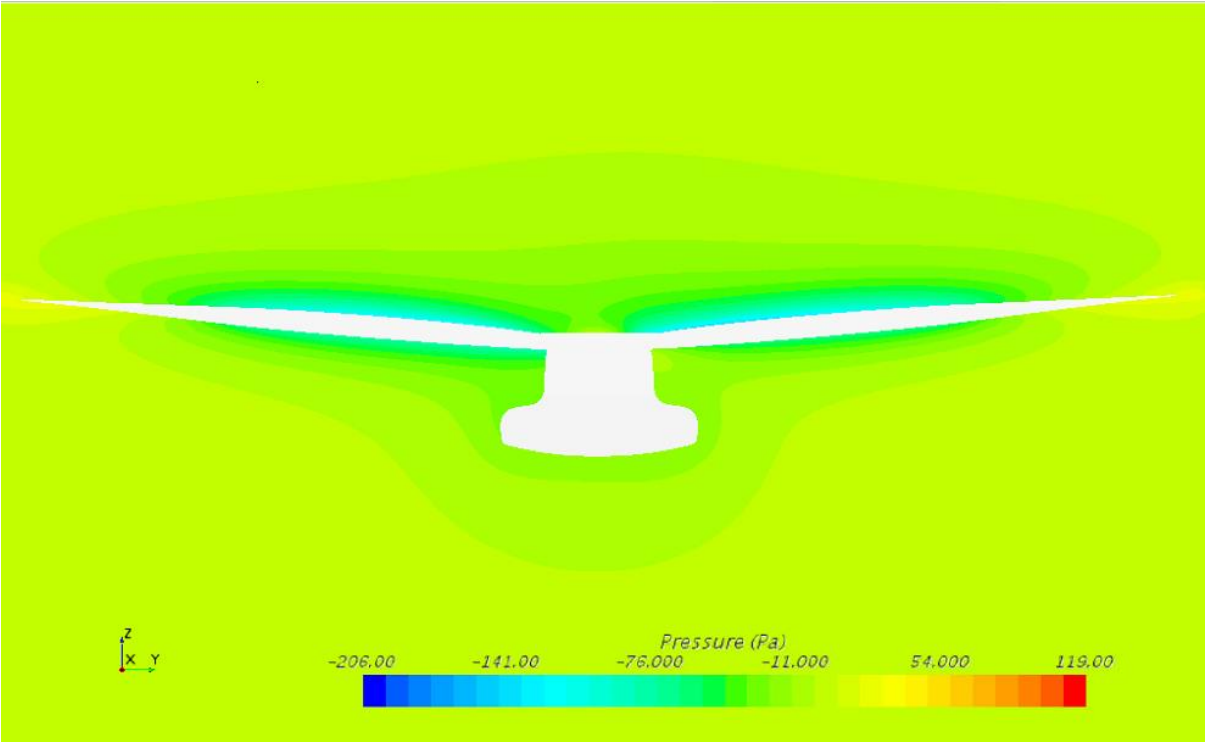
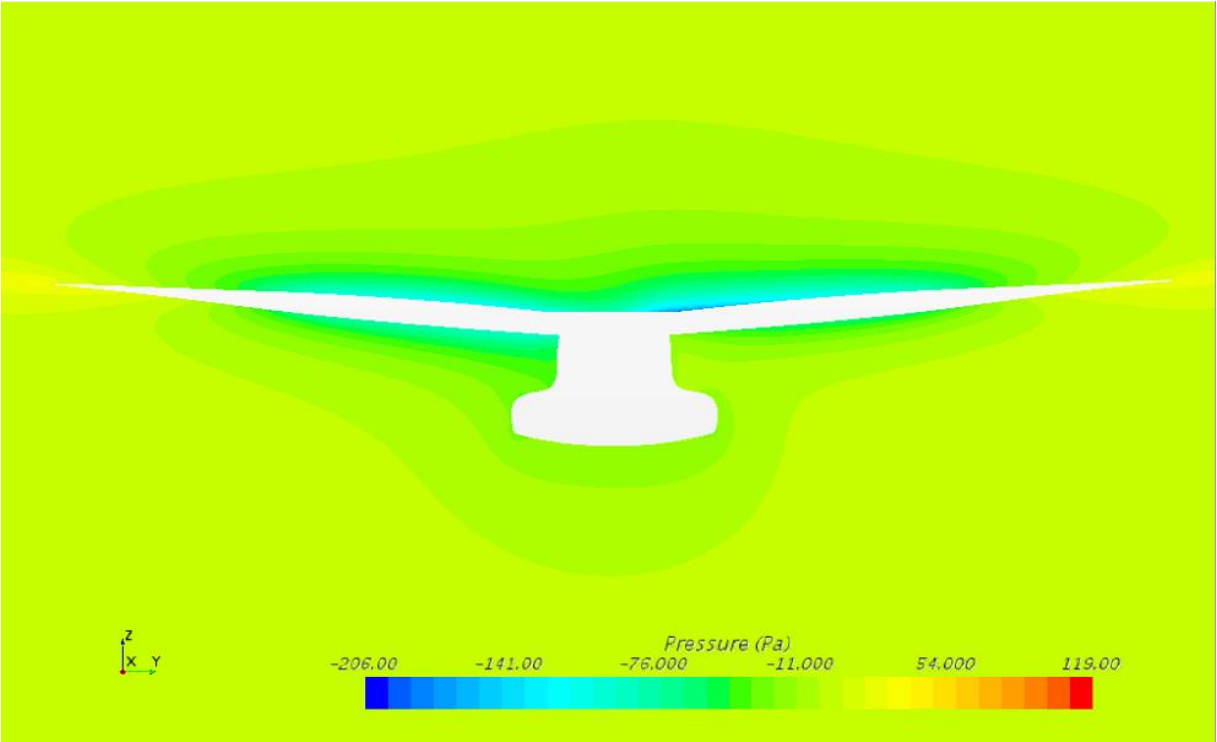


Ilustración 27. Streamlines para 20°

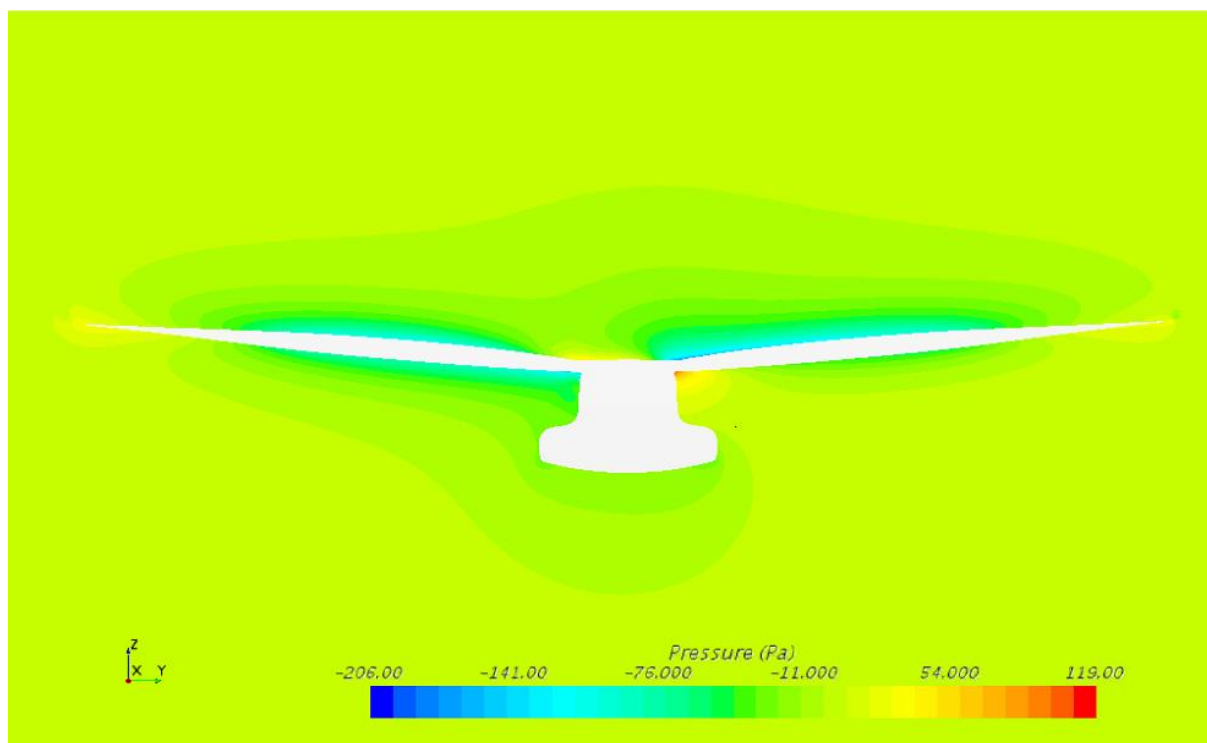
Viendo la ilustración es fácil intuir que un semiala generará más sustentación que la otra puesto la zona cercana al encastre de la semiala izquierda verá un flujo distorsionado por la presencia del fuselaje.



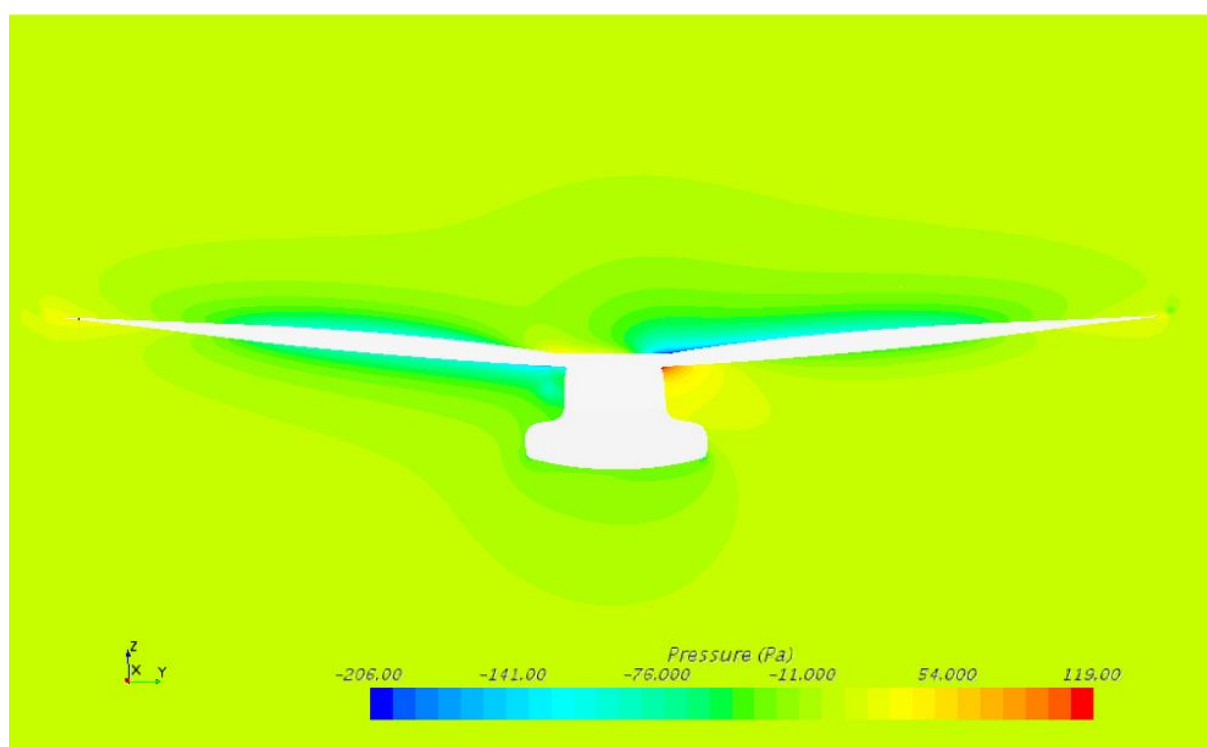
5°



10°



15°



20°

Ilustración 28. Distribución de presiones en guiñada vista desde atrás

En la *Ilustración 28* vemos que si el ángulo de resbalamiento es pequeño existe una cierta simetría, pero conforme este aumenta, claramente ambas semialas tienen un comportamiento diferente. Como ya se ha predecido antes sigue existiendo cierta simetría en las zonas cercanas a las puntas de las dos semialas pero conforme nos acercamos al encastre, esta se pierde ya que la semiala izquierda ve un flujo sucio y no consigue el mismo gradiente de presiones que consigue la derecha.

3.5. Set-up estudio en balance

Para finalizar el crucero, vemos qué ocurre cuando se realiza un barrido de balance puro. Este, por el mismo motivo que en el apartado anterior, será de los siguientes ángulos: 5°, 10°, 15° y 20°.

Anotar que, de nuevo, los análisis se realizan con el modelo de avión y modelo de túnel de viento virtual completos puesto que el ángulo de balance rompe la simetría (*ver Ilustración 29*).

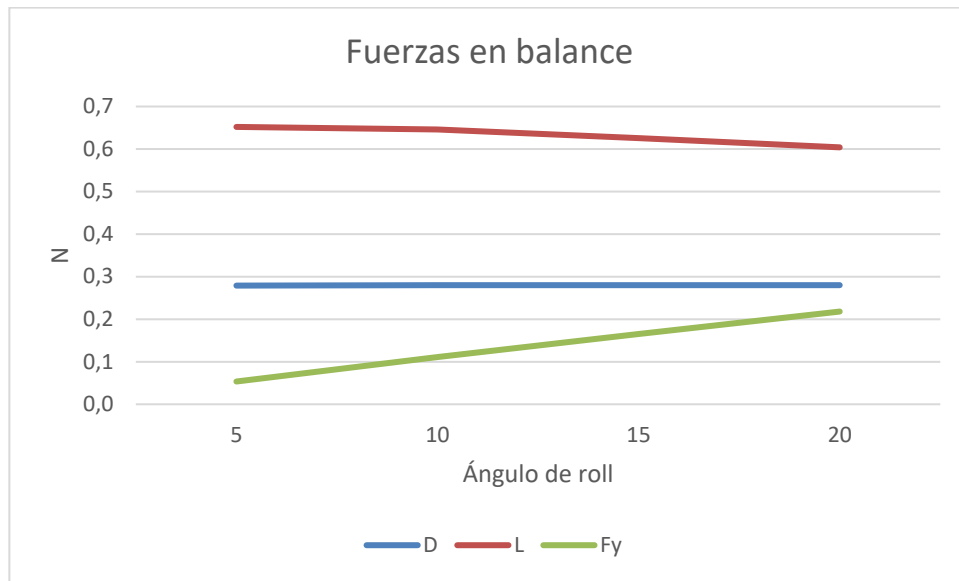


Ilustración 29. Modelo con ángulo de balance

3.6. Resultados comportamiento en balance

Tabla 13. Resultados barrido de balance

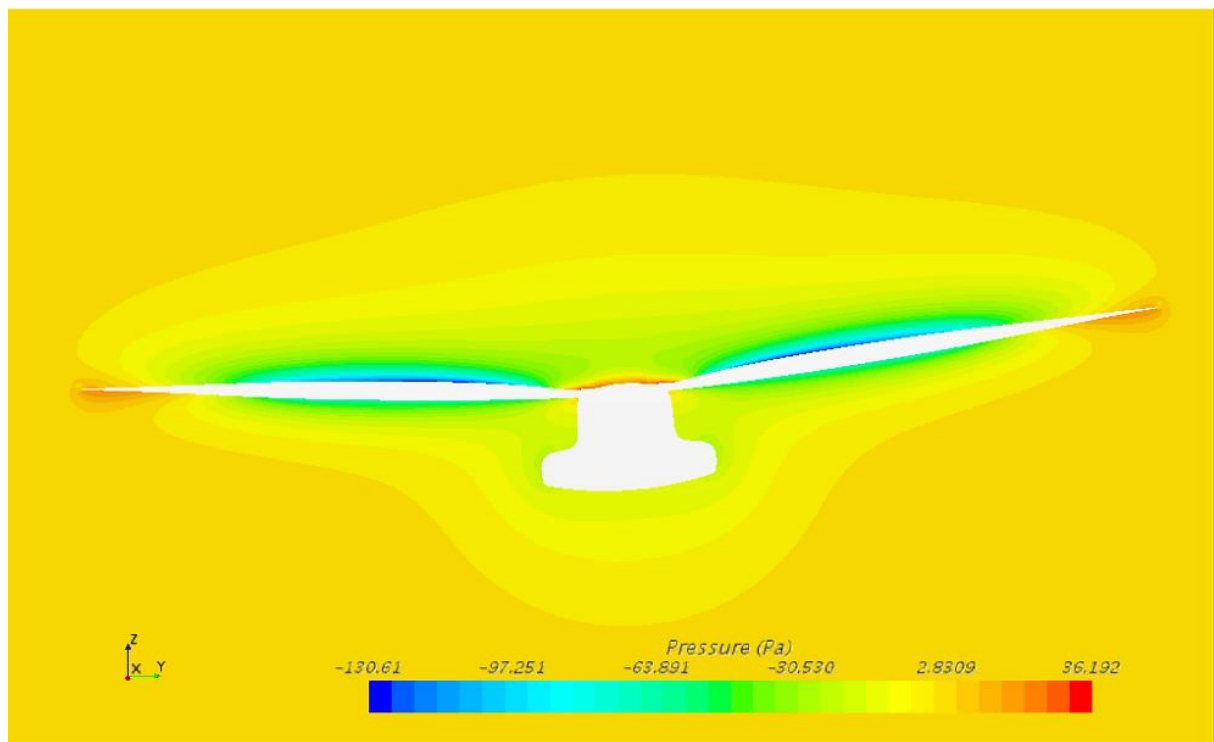
Ángulo (°)	CD	CL	D (N)	L (N)	Fy (N)
5	0,070	0,163	0,279	0,652	0,054
10	0,070	0,161	0,280	0,646	0,111
15	0,070	0,156	0,280	0,626	0,165
20	0,070	0,151	0,280	0,604	0,218

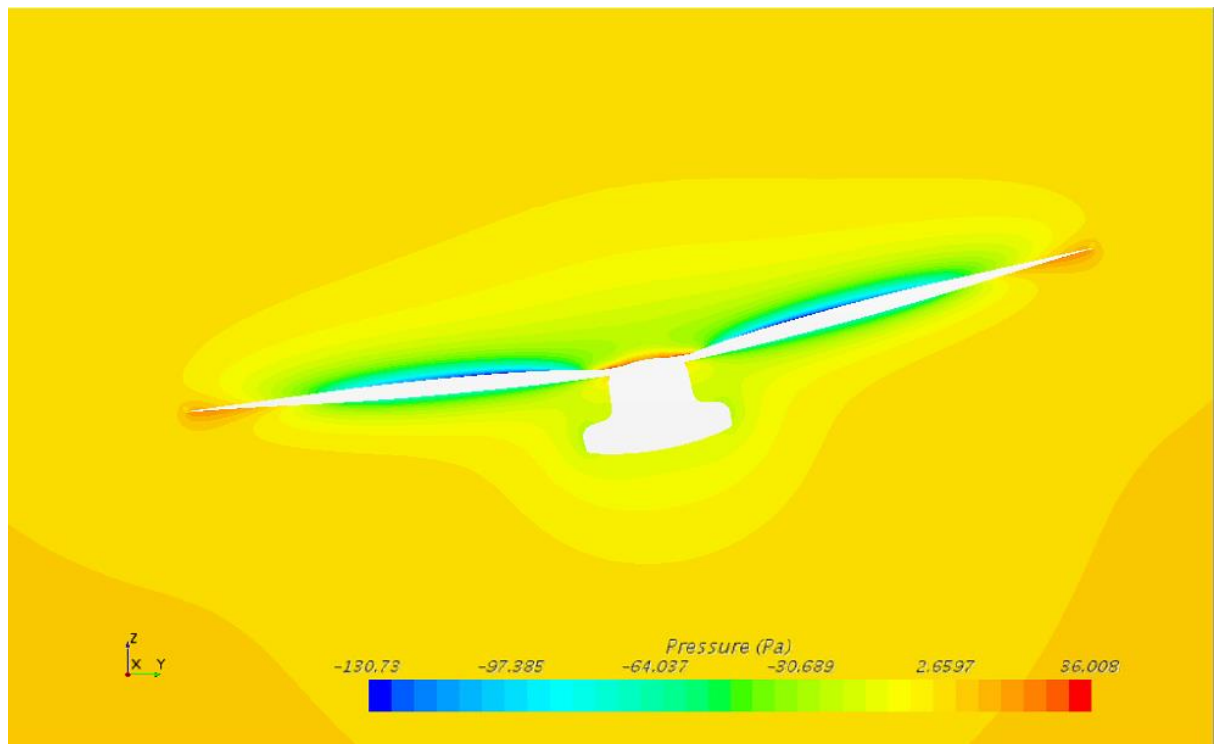


Gráfica 21. Evolución de las fuerzas en balance

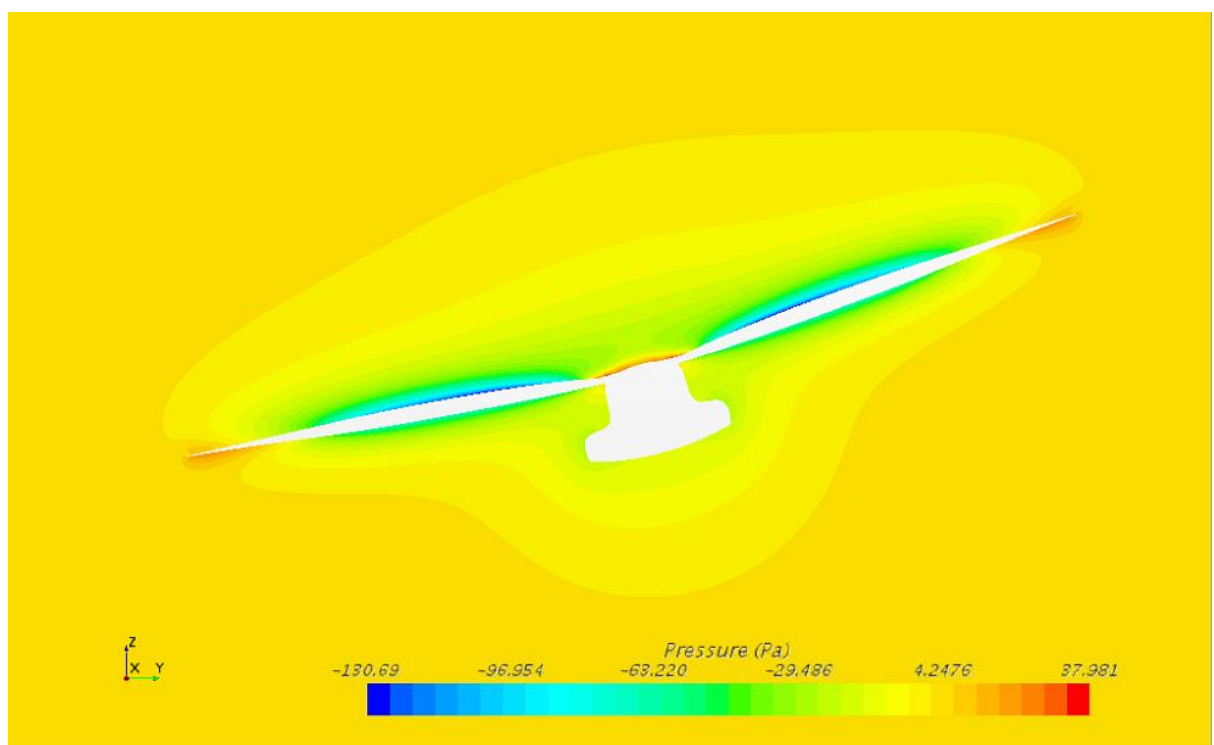
Aquí volvemos a percatarnos de una evolución lineal de la fuerza lateral. Además, vemos que la resistencia es independiente del ángulo de roll. Esto es evidente puesto que en este caso el área frontal expuesta es en todo momento la misma y el comportamiento del aire alrededor de las alas en este estudio estático es independiente de este ángulo. Esto último conlleva a que la fuerza perpendicular a las alas generadas sea la misma en todo momento, por ello la sustentación solo cae ligeramente debido a que la proyección de la fuerza generada sobre el eje vertical cada vez menor.

Para complementar lo expuesto anteriormente se añade una representación de la distribución de presiones sobre un plano que corta a ambas semialas.

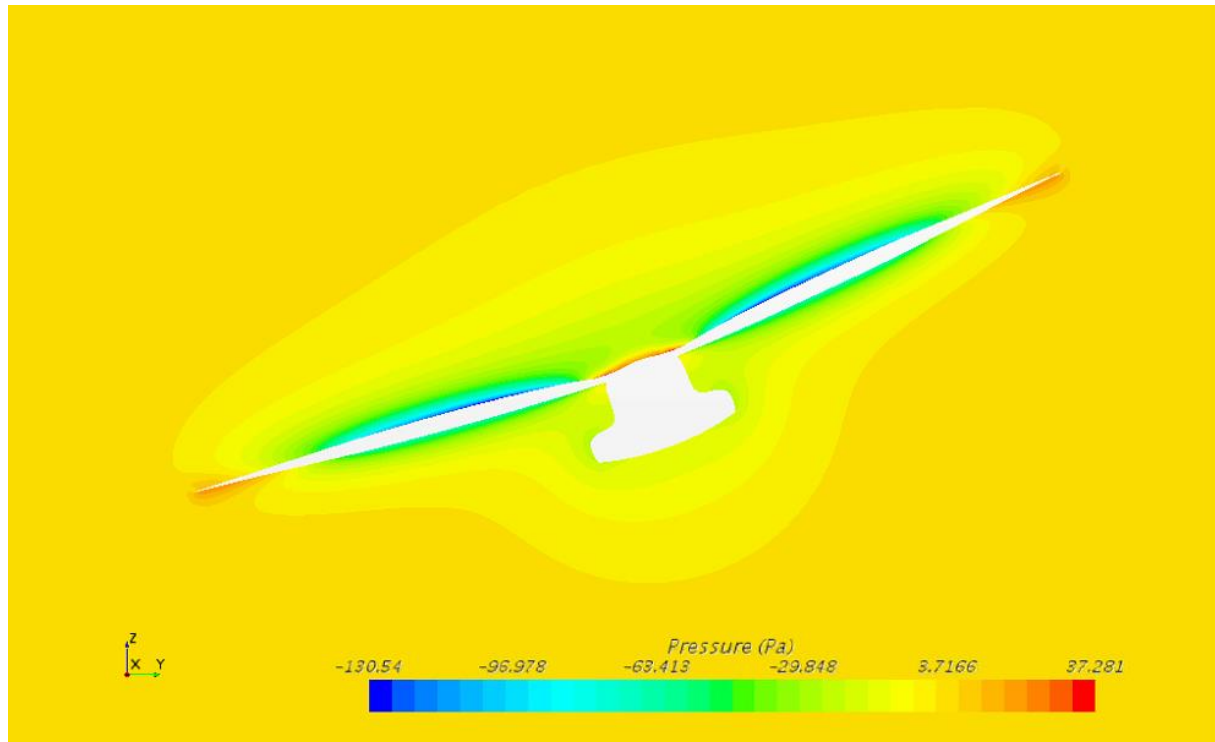




10°



15°



20°

Ilustración 30. Perfiles de presiones sobre sección transversal que corta a las alas

Observamos que la distribución relativa de presiones alrededor de las alas no cambia con el ángulo de balance, o sea, las zonas de succión y las zonas de remanso permanecen inamovibles. Así pues se confirma que la proyección sobre los distintos ejes de la fuerza total generada es la única responsable del comportamiento vislumbrado en la *Gráfica 21*. O sea, del aumento lineal de la fuerza lateral y el descenso lineal de la sustentación conforme el ángulo de roll aumenta.

4 ESTUDIO AERODINÁMICO DEL COMPORTAMIENTO LONGITUDINAL DURANTE LA FASE DE TRANSICIÓN

Como se ha comentado, un avión de estas características alcanza ángulos de ataque muy elevados (tanto positivos como negativos) en la transición entre el ascenso y el vuelo horizontal, de ahí que tome especial relevancia conocer el comportamiento del aire y las fuerzas generadas en este momento. Por ello, se estudia otro barrido de ángulo de ataque entre -50° y 50° con paso en algunas ocasiones de 10° y en otras de 5° para conseguir mayor resolución en los rangos de mayor interés. La velocidad estimada de transición ronda los 10m/s por lo que tomamos, para todos los análisis una $v = 10\text{m/s}^{10}$.

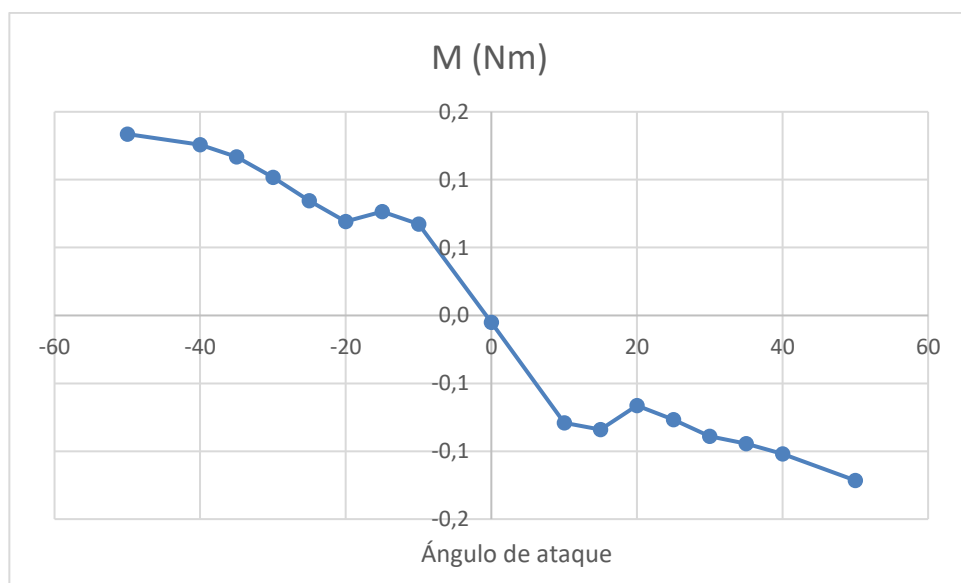
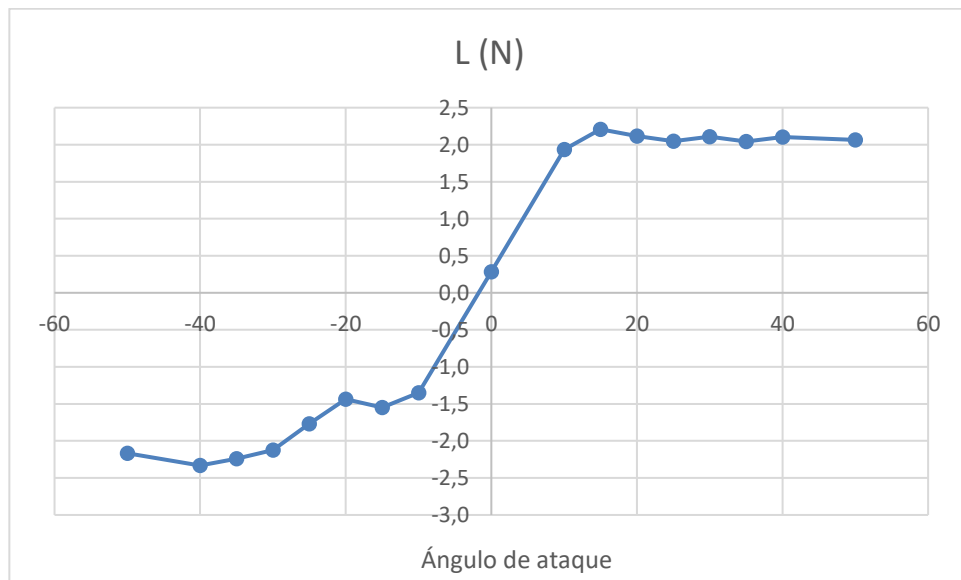
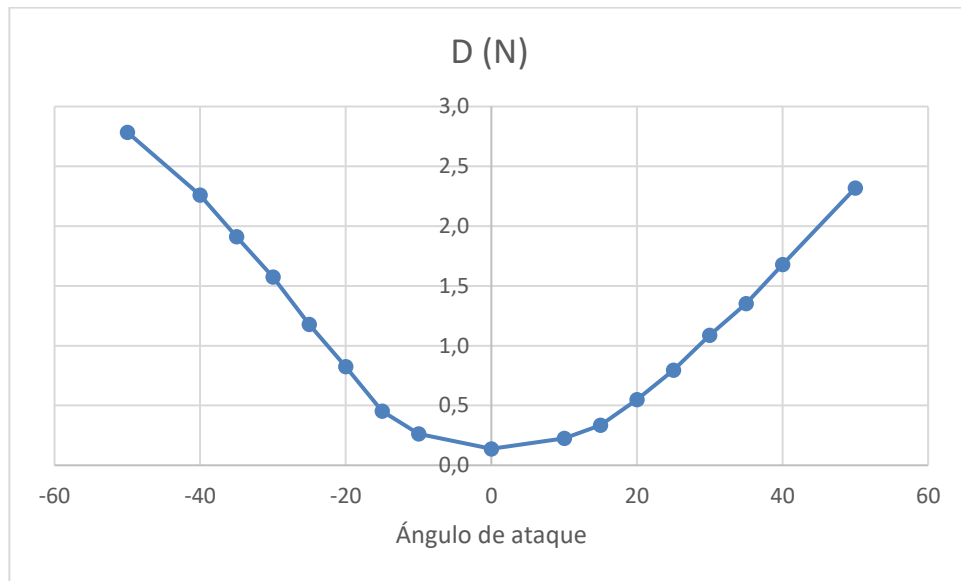
Tras el cálculo de todos los casos, los resultados obtenidos son los siguientes:

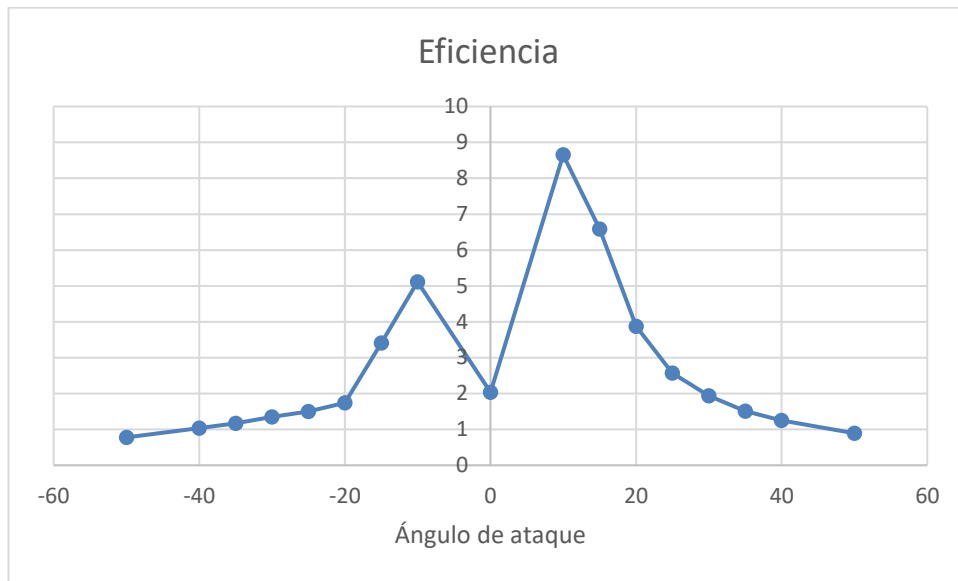
Tabla 14. Resultados numéricos análisis longitudinal en transición (10 m/s)

Ángulo ($^\circ$)	CD	CL	D	L	E	CM	M (N-m)
-50	1,569	-1,220	2,785	-2,166	0,778	1,633	0,134
-40	1,273	-1,314	2,258	-2,332	1,033	1,537	0,126
-35	1,077	-1,264	1,911	-2,242	1,174	1,429	0,117
-30	0,887	-1,195	1,574	-2,122	1,347	1,246	0,102
-25	0,664	-0,997	1,178	-1,770	1,502	1,036	0,085
-20	0,464	-0,809	0,824	-1,436	1,744	0,847	0,069
-15	0,256	-0,873	0,454	-1,548	3,410	0,934	0,076
-10	0,149	-0,762	0,264	-1,352	5,114	0,822	0,067
0	0,078	0,159	0,138	0,284	2,038	-0,061	-0,005
10	0,126	1,090	0,224	1,934	8,651	-0,969	-0,079
15	0,189	1,244	0,334	2,208	6,582	-1,191	-0,084
20	0,308	1,192	0,548	2,116	3,870	-0,813	-0,066
25	0,448	1,153	0,794	2,046	2,574	-0,939	-0,077
30	0,612	1,187	1,086	2,108	1,940	-1,089	-0,089
35	0,763	1,151	1,353	2,043	1,510	-1,154	-0,094
40	0,946	1,185	1,678	2,103	1,253	-1,247	-0,102
50	1,307	1,164	2,319	2,066	0,891	-1,486	-0,122

Como se viene haciendo, mostramos gráficamente la evolución de las magnitudes físicas para una mejor interpretación tras los análisis en túnel de viento real.

¹⁰ Para aquellos análisis en los que el ángulo coincide con alguno de los estudiados en 3.1 *Set-up estudio longitudinal*, basta con cambiar la velocidad del INLET BOUNDARY y de los coeficientes y darle a Run.Set-up estudio longitudinal





Gráfica 22. D, L, M, E en transición en función del ángulo de ataque

En las gráficas anteriores podemos observar como la sustentación en valor absoluto y la resistencia descienden a prácticamente la mitad con respecto al crucero manteniéndose muy similares los valores de eficiencia. Este hecho lleva a que en el momento de transición se deba de tirar mucho de la potencia de los motores para poder mantener el vuelo.

Como curiosidad observamos que aquí el modelo turbulento utilizado no predice el mismo comportamiento de la sustentación que la *Ilustración 24*. En el caso ángulos positivos la sustentación se mantiene prácticamente constante y no se produce el mínimo local que observamos en dicha ilustración para ángulos entorno a ángulos de ataque entre 15° y 20°. En cambio, para ángulos negativos sí que se puede apreciar cierta analogía y la presencia de ese mínimo junto con su posterior aumento.

5 COMPARATIVA CON DATOS EXPERIMENTALES EN TÚNEL DE VIENTO REAL

Una vez expuesto el proceso seguido para la obtención de resultados es hora de pasar al segundo paso comentado en la introducción del *apartado 2*, o sea, la comparación con túnel de viento real. Como bien se explica en el *anexo A. Blockage effect en túnel de viento*, la verdadera virtud del CFD se base en su conjugación con la experimentación real. De otra forma, o sea, sin validación, es aventurado decir que los resultados obtenidos son próximos a la realidad.

Para ello echamos mano de la Tesis final de Davide Buellis [7] en la que se hizo un estudio básico introduciendo el modelo en el túnel de viento de la Escuela Técnica Superior de Ingeniería para varios ángulos de ataque y varias velocidades.

Comenzamos por la sustentación:

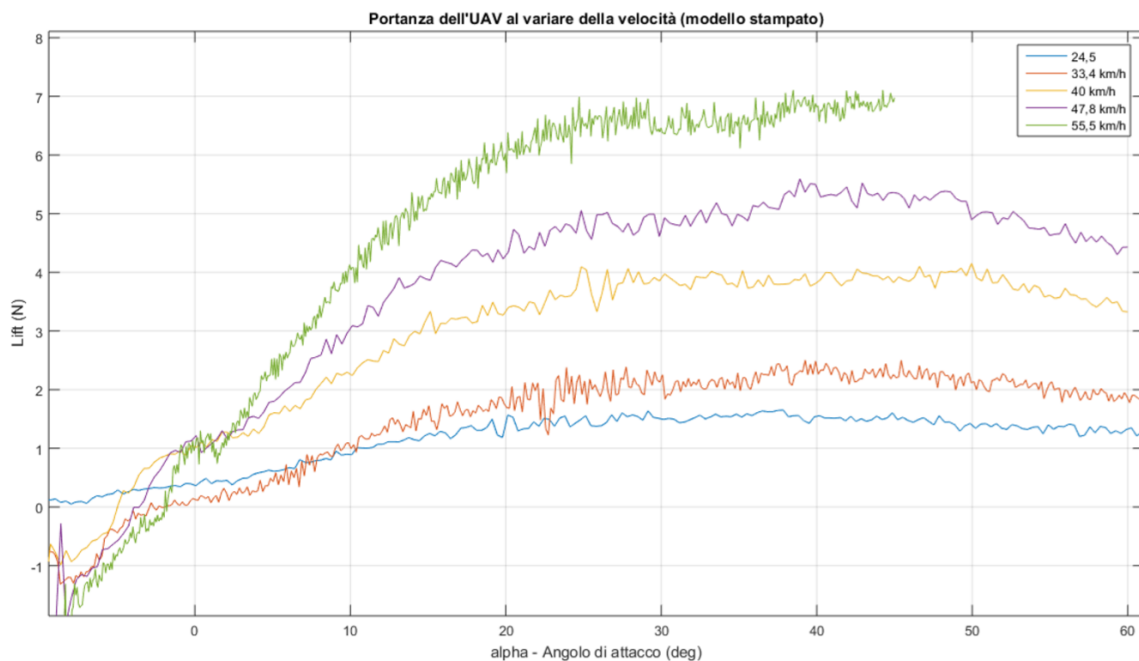


Ilustración 31. Sustentación calculada en túnel de viento real para varias velocidades

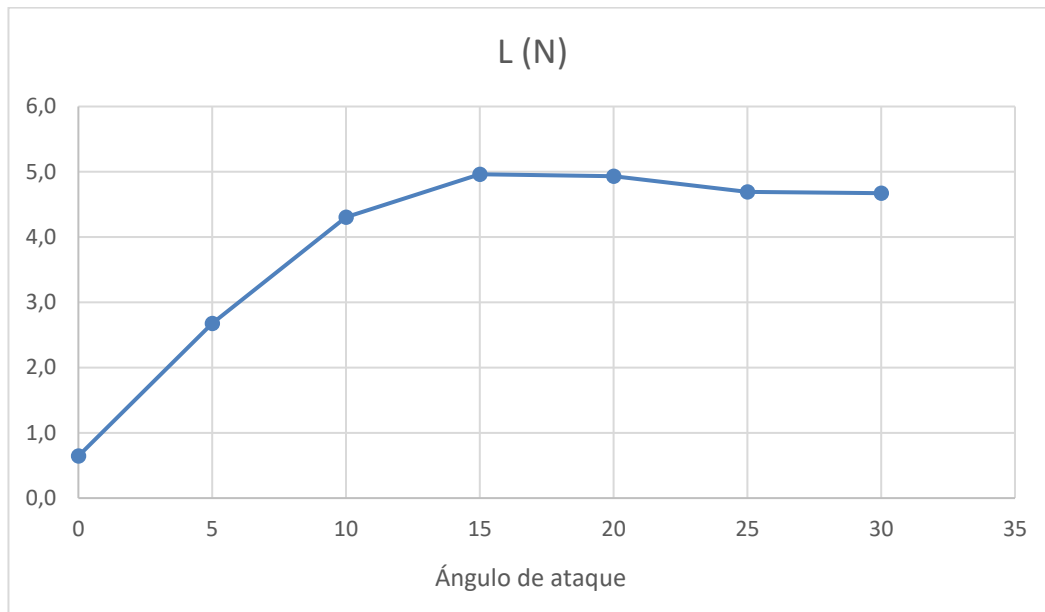


Ilustración 32. Sustentación CFD para $v=15\text{m/s}$ (54km/h)

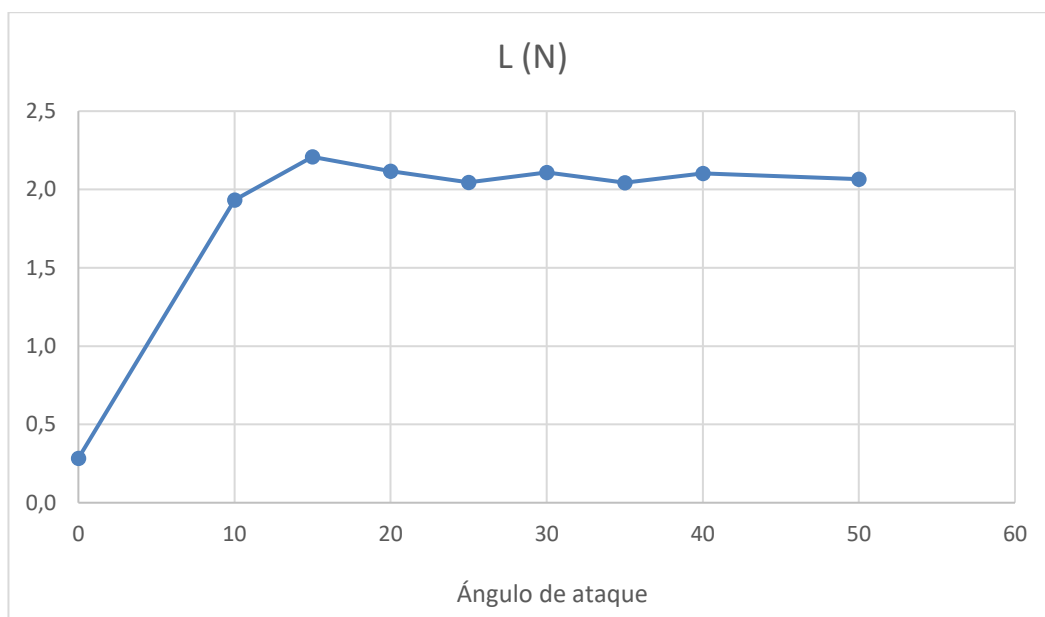


Ilustración 33. Sustentación CFD para $v=10\text{m/s}$ (36km/h)

Observamos como en el rango de 0° a 15° los datos para ambos problemas son bastante próximos entre si. A partir de los 15° la precisión se pierde y los datos dejan de casar. Para el caso de 15m/s (54km/h) llega a haber una distorsión de aproximadamente el 25% en el valor de la sustentación a 30° . Para el caso de 10m/s (36km/h) llega a haber una distorsión de aproximadamente el 35% en el valor a 50° . Esto nos lleva a suponer en primera disposición que el modelo y los parámetros seleccionados no terminan de modelar bien la entrada en pérdida por lo que habría que hacer un estudio más en profundidad sobre ella. Aun así, se tiene alguna duda sobre la calibración de la balanza el día de la prueba y el set-up habilitado. Es por ello que no se deja cerrada ninguna hipótesis hasta poder comparar con los resultados obtenidos por la compañera Victoria Prieto, en los que se prevé una mejora sustancial en el set-up y calibración por la experiencia obtenida el año anterior a parte de un rango mayor de actitudes del avión para poder comparar más casos (ángulos de ataque negativos, guiñada y balance). Además sería conveniente implementar alguna forma de ver el comportamiento de la corriente sobre las 2 secciones en las que se han detallado los campos de velocidades y presiones usando humo o trozos

pequeños de lana. De esta forma habrá una forma visual y no numérica de comprobar si el modelo turbulento usado es adecuado ya que se verá claramente si el desprendimiento predicho es real.

Pasamos ahora a la resistencia:

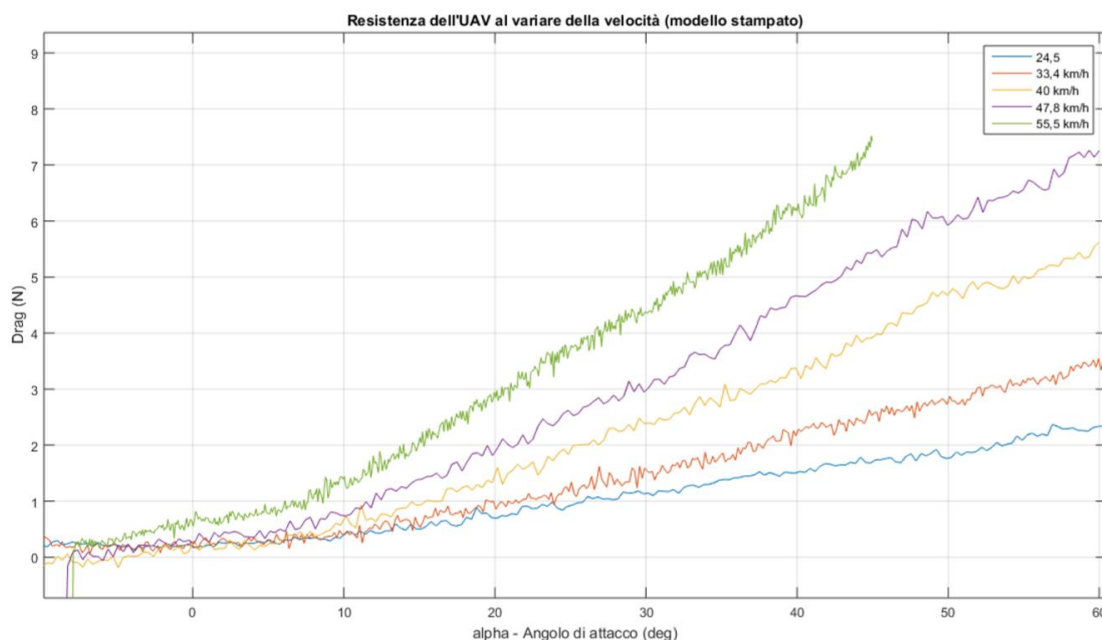


Ilustración 34. Resistencia calculada en túnel de viento real para varias velocidades

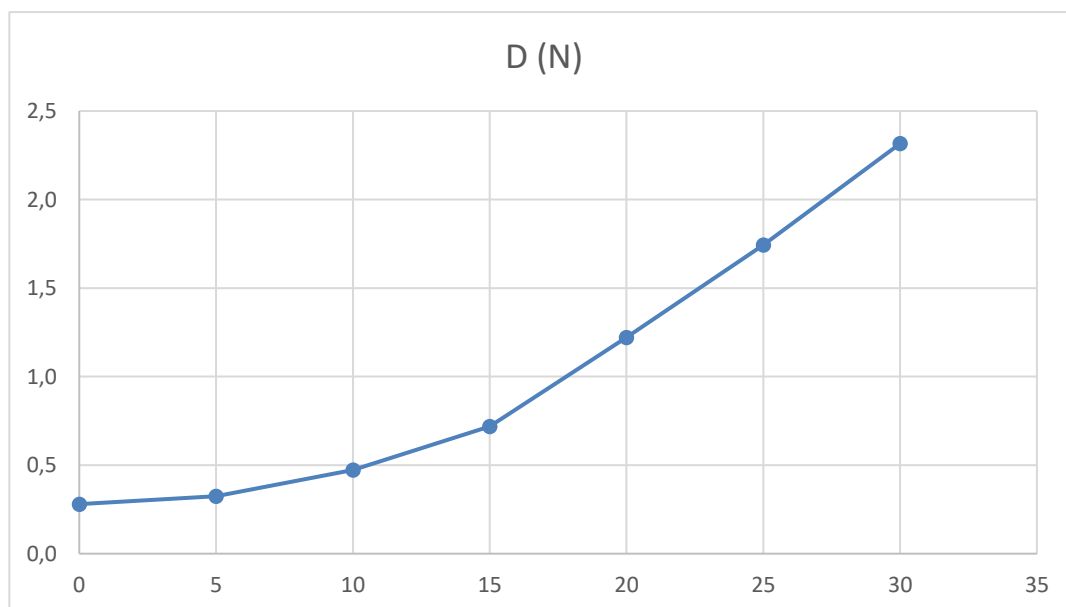


Ilustración 35. Resistencia CFD para $v=15\text{m/s}$ (54km/h)

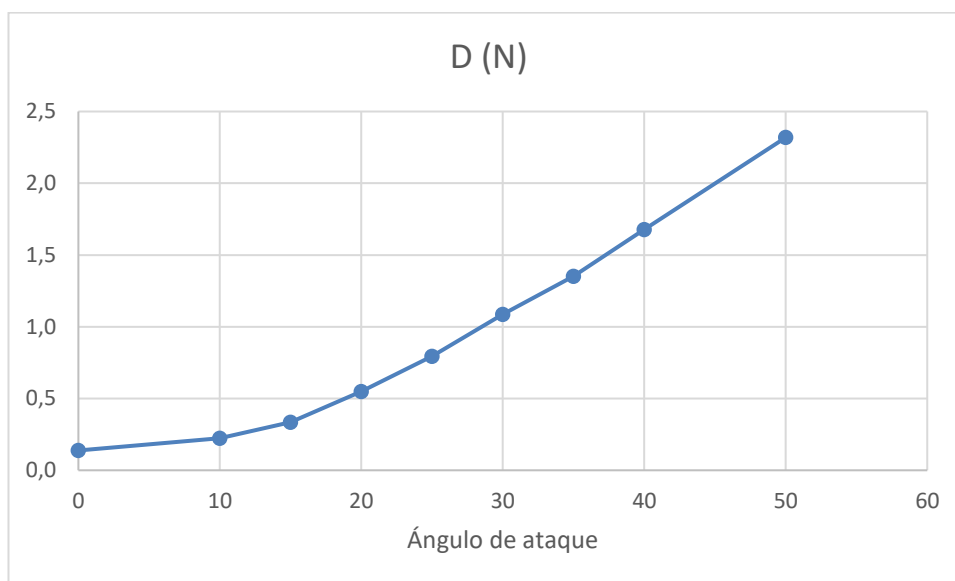


Ilustración 36. Resistencia CFD para $v=10\text{m/s}$ (36km/h)

Para la resistencia observamos claramente en todo el rango de ángulos de ataque una diferencia mucho mayor entre los resultados experimentales y los resultados computacionales. De nuevo aparecen 2 teorías diferenciadas: por un lado, que el modelo CFD no trata bien las causas que generan resistencia (gradiente de presiones en el eje longitudinal, desprendimientos, torbellinos, etc...) y por otro, que a la hora de tomar resultados en el túnel de viento no se restase adecuadamente la resistencia generada por los soportes del modelo que, por su geometría, puede llegar a ser considerable. De nuevo no se cierra ninguna hipótesis y se pone especial énfasis en que estos resultados sean obtenidos correctamente en el Trabajo Fin de Grado de Victoria Prieto.

Con todo ello, hasta el momento las hipótesis y parámetros escogidos no se puedan afirmar ciertas con seguridad. Es por tanto que se decide ampliar resultados para el **caso longitudinal en crucero a 15m/s (54km/h)** tanto para el modelo K-Omega sin transición como para el mismo K-Omega con "Gamma transition". De esta forma, cuando se tenga constancia de los nuevos datos reales, se puede también comparar rápidamente con estos 6 casos y evaluar si podrían ser más o menos adecuados que el Realizable K-Epsilon Two-Layers utilizado a lo largo de todo el desarrollo:

Tabla 15. K-Omega sin transición

Ángulo (°)	CD	CL	D (N)	L (N)	E
-20	0,544	-1,027	2,176	-4,102	1,88511029
0	0,090	-0,133	0,362	-0,532	1,46961326
20	0,416	1,289	1,664	5,150	3,09495192

Tabla 16. K-Omega con Gamma Transition

Ángulo (°)	CD	CL	D (N)	L (N)	E
-20	0,531	-0,982	2,120	-3,924	1,8509434
0	0,093	0,079	0,372	0,316	0,84946237
20	0,429	1,309	1,714	5,23	3,05134189

6 CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

Damos en este punto por concluidas las tareas propuestas al inicio de este proyecto por lo que es hora de cerrar las conclusiones y dar pautas sobre el trabajo futuro a realizar.

La gran variedad de estudios CFD llevados a cabo constata que estos dependen muy fuertemente de la elección de los parámetros de malla y el modelo turbulento y transición elegidos.

En cuanto a la malla, al contrario de lo que se pueda llegar pensar, no es recomendable hacerla sumamente fina puesto que, como se ha visto en los apartados de sensibilidad de malla, hacen aumentar descontroladamente el coste computacional para llegar a los mismos resultados. Es labor de la persona al cargo conseguir unos parámetros de malla adecuados para la potencia computacional, precisión y tiempo de los que disponga haciendo un análisis de sensibilidad o recurriendo a fuentes que aseguren como aceptables unos ciertos parámetro que se ajusten a sus requisitos.

Centrándonos en el modelo turbulento, no podemos concluir por el momento si los resultados son fiables ya que se está a la espera de los resultados experimentales ya comentados. Si podemos anotar que, el modelo seleccionado (K-Epsilon Realizable Two Layers) es, dentro de los estudiados, el más estable y el que mejor converge.

Por último, si nos centramos en los propios resultados y hacemos la hipótesis de que son aceptables, observamos que el perfil alar seleccionado genera desprendimiento a ángulos de ataque mayores de 10° o menos de -10° aunque este, si vemos los resultados de CL global, es muy suave y progresivo, razón por la cual se decidió seleccionarlo. En el fuselaje, debido a que no posee una sección constante a lo largo del eje longitudinal, existen varios puntos de desprendimiento de la corriente lo que provoca un flujo bastante sucio agua abajo y su consecuente aumento de resistencia. Por otro lado, vemos que tanto para el estudio longitudinal como para los estudios en balance y guiñada, los valores absolutos de las fuerzas y momentos generados tienen un orden de magnitud muy pequeño (inferior en todo caso a los 7N) por lo que se considera necesario a la hora de realizar los ensayos experimentales contar con una balanza con la suficiente precisión como para captar bien la variación de resultados entre las diferentes posiciones. Además se tendrá que ser muy meticuloso a la hora de eliminar del resultado obtenido en ella las fuerzas generadas en los soportes ya que se entiende que serán prácticamente de la misma magnitud a las generadas en el propio modelo. Por último, señalar que el modelo impreso en 3D deberá contar con una superficie muy poco rugosa y sin discontinuidades entre las distintas piezas para ser fiel con lo estudiado en CFD y que estos desperfectos no alteren los resultados.

Una vez se tengan los datos experimentales encima de la mesa se considera oportuno la asignación de un Trabajo Fin de Grado con el propósito de compararlos con los aquí obtenidos, sacar conclusiones y seguir afinando el concepto CFD planteado con el fin de llegar a una combinación de parámetros de malla y modelo turbulento idónea para el estudio general de este UAV y otros de similares características. Se deja a continuación la lista de aspectos que considera el autor de este proyecto interesantes a la hora de comparar resultados y volver a realizar nuevos estudios computacionales en STAR CCM+:

- Validación modelo turbulento

Se considera importante que tras comparar los resultados computacionales y experimentales e informarse en profundidad de la literatura pertinente, se decida qué modelo turbulento se adapta mejor al propósito buscado para que todo el trabajo posterior gire en torno a los requerimientos de este. Sin cerrar el modelo turbulento, las combinaciones posibles son gigantescas y no es fácil llegar a alguna conclusión clara.

Para ello habría que comparar con el modelo “Realizable k-epsilon two layers” usado a lo largo de los estudios y con los análisis realizados en el *apartado 5* y, si ninguno coincidiese, realizar los análisis CFD necesarios con cualquier otro modelo de turbulencia hasta encontrar el que más se aproxime.

- Refinamiento del modelo en CAD y Wrapper

En el archivo de la geometría del modelo en CAD se han encontrado diversas discontinuidades y zonas defectuosas tanto en el fuselaje como en las alas y estabilizador en V. Esto se debe a una construcción deficitaria en el módulo de superficies de CATIA que lleva a ciertos gaps entre las diferentes piezas que lo forman y a unos bordes de ataque y salida de muy escasa calidad. Además, el árbol de tareas no sigue una estructura ordenada y lógica por lo que la tarea de modificar las zonas malas es muy laboriosa. Por todo ello se recomienda encarecidamente la realización de un nuevo modelo en CATIA partiendo de cero y usando lógicamente las menores líneas y superficies posibles para que todas las uniones sean suaves, exista continuidad en todo momento y sea sencillo modificar rápidamente cualquier aspecto de la geometría. De esta forma se presupone que la función de Wrapper dentro de STAR CCM+ no dará los problemas que ha dado con el modelo CAD actual y será de gran utilidad a la hora de preparar la superficie para la posterior realización de una malla menos distorsionada y que se ajuste mejor a la geometría en su totalidad. Se propone a su vez la introducción de los parámetros del Wrapper dentro de un estudio de sensibilidad junto con los parámetros de malla con el fin aunarlos adecuadamente y llegar a una combinación óptima.

- Wake refinement

Como se ha comentado en el *apartado 2.8 Estudio de sensibilidad de malla y modelo turbulento en 3D. Wake Refinement*, se descarta en este primer barrido de análisis la introducción de un refinamiento de la estela ya que no se aprecia cambio alguno entre los resultados e introduce un coste computacional mayor. Pero, como se explica en el mismo apartado, la teoría expresa que es importante modelar bien esta zona para capturar todos los efectos de la turbulencia aguas abajo por lo que se insta a realizar un estudio más amplio y pormenorizado del mismo para corroborar si la conclusión tomada en este trabajo es válida o no. En caso de no serlo se deberá trabajar para certificar unos parámetros para este refinamientos que sea precisos y capturen una aproximación adecuada de la realidad. Una posibilidad a tener en cuenta podría ser la utilización de una malla dinámica que varíe en función de ciertas condiciones de la estela.

- Wall y^+

Sería interesante, además, seguir con los estudios de malla cerca de la pared para conseguir que $Y^+ < 1$. De esta forma, como se comenta en el *anexo C. Comportamiento del flujo cerca de la pared. Wall y^+* , se estará dentro de la subcapa viscosa en la que el comportamiento de flujo está perfectamente modelado. Aquí, habría que tener en cuenta el aumento del coste computacional que puede dar lugar un afinamiento excesivo de la capa límite por lo que habría que equilibrar aumentando el tamaño de los elementos fuera de la capa límite (Growth Rate) sin que esto suponga pérdida de precisión.

- Validación del uso de simetría

Los estudios longitudinales han permitido, por sus características que usemos la opción de simetría para reducir el coste computacional. Viene bien y se deja abierta la posibilidad de realizar uno sin aplicar simetría para corroborar con seguridad si la hipótesis de flujo completamente simétrico es aceptable o no.

- Acoplamiento entre guiñada y balance

Dinámicamente hablando las situaciones estudiadas de balance y guiñada no son independientes. Esto es, si un avión se encuentra en guiñada, el ala que ve una mayor velocidad del flujo genera mayor sustentación y por consiguiente una mayor resistencia. Esto conlleva por un lado que se genere un desequilibrio entre la sustentación de las 2 alas y la de mayor carga tiende a elevarse generando un ángulo de balance y por otro, que esta tienda a ir ligeramente hacia atrás, creando un ángulo de guiñada algo mayor. Es por ello que se considera oportuno la realización de análisis con ambos efectos acoplados

una vez conocidos los parámetros óptimos para estos estudios CFD para conocer comportamiento real en vuelo.

- **Introducción de motores**

Para estos estudios preliminares no se consideró oportuno la introducción de los motores y sus hélices por facilitar el trabajo y aproximarnos al objetivo por un camino más cómodo. Una vez se disponga de una buena forma de modelar el problema que nos aborda, se aconseja introducir, tanto en CFD como en túnel de viento real, los motores y su efecto sobre la corriente por su mera presencia y por la componente rotacional que le aportan. Solo así se podrá afirmar en un futuro que se conoce el comportamiento aerodinámico de este UAV en su totalidad.

- **Estudios CFD del UAV a escala real**

Una vez se llegue a una buena modelización del modelo a escala 1:4 se recomienda seguir la literatura para obtener una modelización análoga y aceptable para estudiarlo a escala 1:1. Esto es, tener en cuenta el cambio de número de Reynolds, modelizar un volumen fluido en STAR CCM+ en el que las paredes virtuales queden más lejos relativamente de lo que quedan en los estudios realizados en este proyecto para simular vuelo libre real y tener en cuenta las condiciones atmosféricas que habrá en todos los puntos de las distintas misiones de vuelo. Así se podrá conseguir la información necesaria sobre el comportamiento que va a tener la aeronave en su funcionamiento rutinario.

A. Blockage effect en túnel de viento

En este anexo nos centramos en la explicación del famoso “Blockage effect”. Lo hacemos basándonos en el sencillo ejemplo mostrado en la Ilustración 37 extraída de [8].

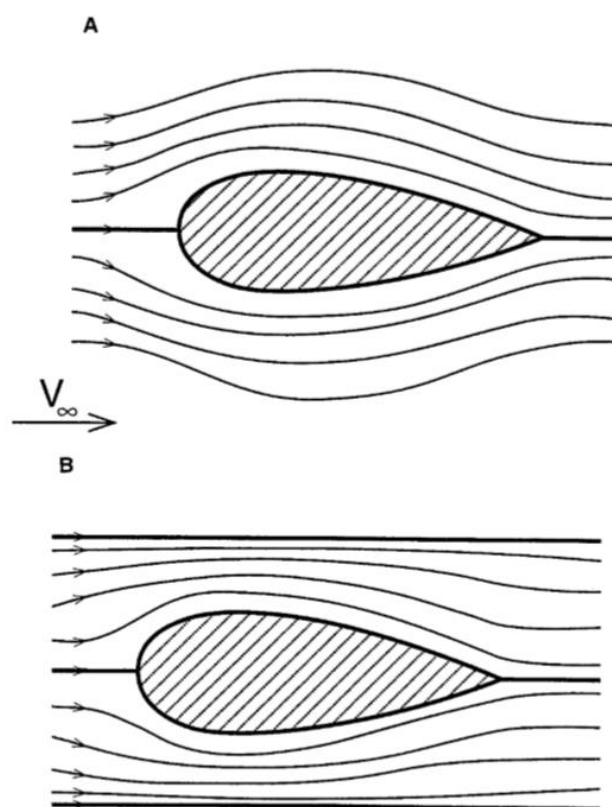


Ilustración 37. Comparación streamlines con y sin paredes

En la imagen de arriba las líneas de corriente son libres. Esto es, presentan una deformación local por la presencia del perfil, pero suficientemente lejos del mismo no se percatan y permanecen inalteradas. Si este perfil se sitúa sobre dos paredes, como se muestra en la imagen de abajo, el flujo es sometido a una serie de fuerzas nuevas que lo ajustan a la presencia de las paredes. A efectos prácticos, si dichas paredes se sitúan muy cerca, el flujo que pasa por el hueco entre el objeto y las mismas tiende a acelerarse ya que la sección disminuye. Esto implica que las medidas de resistencia y sustentación tomadas no sean las mismas que en la simulación a campo abierto.

Un avión vuela sin estar confinado entre 2 paredes por lo que a priori interesaría un túnel de viento que tenga unas dimensiones mucho más grandes que el modelo que se va a estudiar. Una opción sería crear un modelo a escala muy pequeña que, debido a sus dimensiones reducidas se encontraría muy lejos de las paredes de un túnel convencional. Esta opción casi nunca es la escogida debido a que limita mucho el nivel de detalle y de sensorización a los que se puede llegar. Así pues, el modelo debe ser lo suficientemente pequeño para que el efecto de las paredes sea despreciable pero lo suficientemente grande para que incorpore todos los detalles importantes y sensores necesarios habiendo así una relación de compromiso entre los requisitos del modelo y el túnel de viento disponible.

Así pues, es una realidad que en la mayoría de estudios existirá una interferencia en la sección de prueba debido

al bloqueo por la presencia del modelo. Este es un problema que debe ser tratado con los ajustes necesarios y correcciones de los datos obtenidos.

La mayoría de métodos de corrección se basan en el ratio entre el área frontal del modelo y el área de la sección de test.

B. Comportamiento a altos ángulos de ataque

FUENTE: High Angle of Attack Landing of an Unmanned Aerial Vehicle. Kristoffer Gryte

El UAV desarrollado despegue verticalmente y una vez alcanzada cierta altura, rota las alas para pasar a configuración de avión común. Como ya se ha comentado, uno de los matices que se complica en este tipo de UAV es el momento de transición por la inestabilidad que provoca. De ahí que sea fundamental conocer el comportamiento del flujo alrededor del avión en el momento de la transición para poder aplicar las leyes de control más adecuadamente.

Para conocer el comportamiento nos apoyamos en curvas típicas de coeficientes de Lift, Drag y Momento en función del ángulo de ataque.

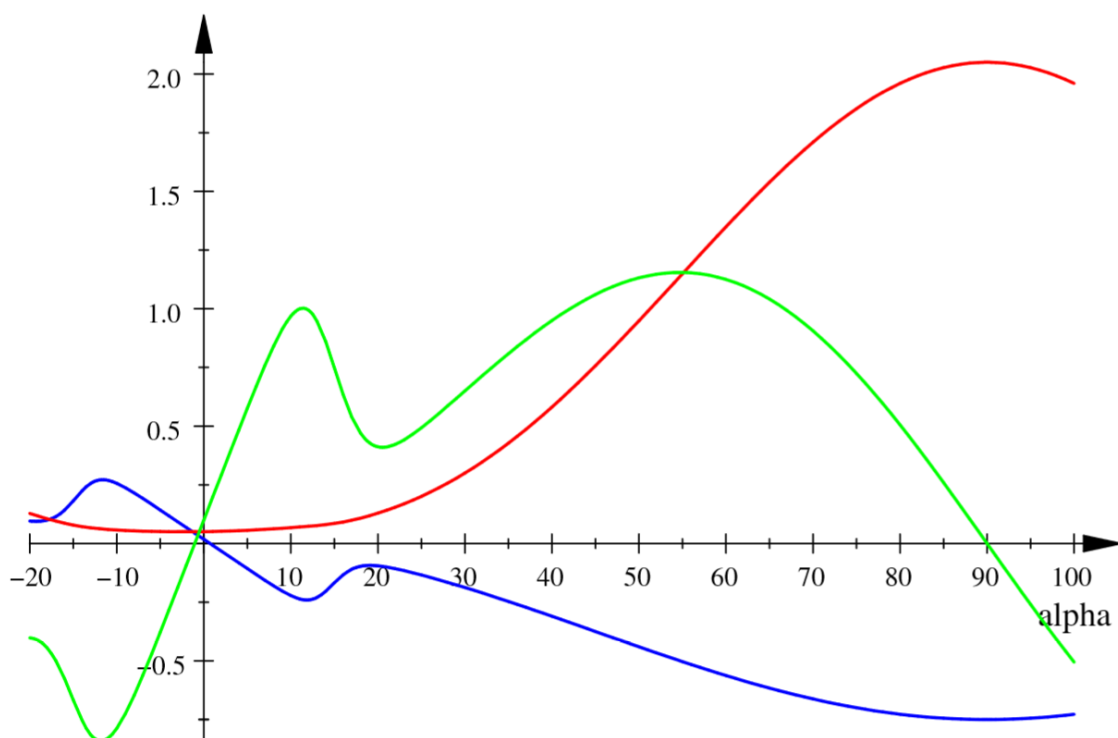


Ilustración 38. CL (verde), CD (rojo), CM (azul) en función de α [6]

Evidentemente las curvas cambian según la configuración de UAV pero algunas características clave pueden ser obtenidas:

- El Lift aumenta linealmente con α hasta el momento en que entra en pérdida. A partir de ahí el Lift disminuye significativamente hasta cierto α en el que vuelve a ascender consiguiendo un nuevo pico en un α elevado.
- El Drag aumenta con α siendo este aumento mayor para los α más elevados.
- El Momento de picado, para pequeño ángulo de ataque, se reduce de manera clara con un aumento de

α . A partir del punto de desprendimiento crece ligeramente hasta un máximo local y en el momento en el que la pendiente de la sustentación se hace positiva, el Momento de picado disminuye paulativamente.

Ante dicha situación debemos tener las siguientes precauciones:

1. En aquellos ángulos de ataque en los que las alas estén en pérdida, las superficies de control son menos efectivas por el descenso de corriente que las atraviesa y podría suponer un grave problema para dirigir adecuadamente a la aeronave.
2. Si un ala tiene un mayor ángulo de ataque que la otra por razón del viento o mala construcción, la entrada en pérdida será asimétrica. La corriente en el ala con el ángulo de ataque más alto se desprenderá primero, experimentando una caída en la sustentación y un aumento de la resistencia. Esto llevará a un momento de balance que bajará la altura de esta ala y subirá la de la otra y a un momento de guiñada que retrasará el ala en pérdida. Si este efecto no se corrige rápidamente el avión empezará a caer en forma de espiral.

Existen varios tipos de aviones y UAV que se ha demostrado que es imposible que se recuperen el control en estos casos por lo que es imprescindible evitar cualquier asimetría que pueda provocar desprendimiento.

3. Un avión de ala giratoria en vuelo de avance encuentra ángulos de ataque locales muy altos en las ubicaciones internas de las palas del rotor en retroceso. El ángulo de ataque local puede estar cerca de 180° donde la rotación local la velocidad es menor que la velocidad de avance.

En el pasado, la operación de las aeronaves de ala rotatoria se había limitado a valores bastante bajos de la relación entre velocidad de avance y velocidad de punta de pala, de modo que el área de la región con ángulo de ataque muy alto era pequeña. Las tendencias recientes hacia velocidades de avance más altas han dado lugar a aumentos considerables de esta región. Así, las fuerzas generadas en esta zona constituyen una parte importante de las fuerzas totales del rotor. Por lo tanto, aunque está fuera del contexto de este Trabajo Fin de Grado, es interesante tener las características del perfil aerodinámico de los blades del motor a ángulos de ataque muy elevados disponibles para llegar a estimaciones de rendimiento fiables. [9]

C. Comportamiento del flujo cerca de la pared. Wall y+

Bien es conocido que en flujo turbulento se diferencian 3 zonas dentro de la capa límite:

- **Subcapa viscosa:** es la más cercana a la pared. Se comporta como si fuera laminar y su comportamiento está perfectamente determinado.
- **Zona de transición:** zona donde el flujo empieza a ser turbulento. Su comportamiento es completamente aleatorio y no se es capaz de predecir a priori.
- **Subcapa logarítmica:** subcapa donde la turbulencia ya está completamente desarrollada. Su comportamiento no es tan aleatorio y se conoce aproximadamente por una serie de correlaciones experimentales y una ley logarítmica sacada a partir de ellas (ver *Ilustración 39*).

El tratamiento de pared en STAR-CCM+ es el conjunto de supuestos usados para modelar las magnitudes características de turbulencia cerca de la pared como son el esfuerzo de cortante en la misma, la producción turbulenta y la disipación turbulenta. Para seleccionar un tratamiento u otro se toma el valor de Y^+ . En pocas palabras, el Y^+ es una medida adimensional de la distancia entre la pared y el centroide de la primera celda adyacente, evaluada como función del campo de velocidad, o sea:

$$Y_+ = \frac{\rho U_\tau y}{\mu}$$

Tradicionalmente, los dos tipos básicos de tratamiento de pared son:

1. **Tratamiento High Y_+ :** es el enfoque clásico de la función de la pared, donde la tensión cortante de la pared, la producción turbulenta y la disipación turbulenta se derivan de la teoría de la capa límite turbulenta en equilibrio. Se supone que la celda más cercana a la pared se encuentra dentro de la región logarítmica de la capa límite, por lo tanto, el centroide de la celda unida a la pared debe tener $Y_+ > 30$.
2. **Tratamiento Low Y_+ :** supone que la subcapa viscosa está bien resuelta por la malla y, por lo tanto, las leyes de la pared no son necesarias ya que se conoce perfectamente el comportamiento de la misma. Solo debe usarse si toda la malla es lo suficientemente fina para que Y_+ sea aproximadamente 1 o menos. Evidentemente este es el modelo más preciso pero requiere de un elevado número de celdas en toda la capa límite.

La siguiente figura muestra las regiones de aplicabilidad de los tratamientos de pared:

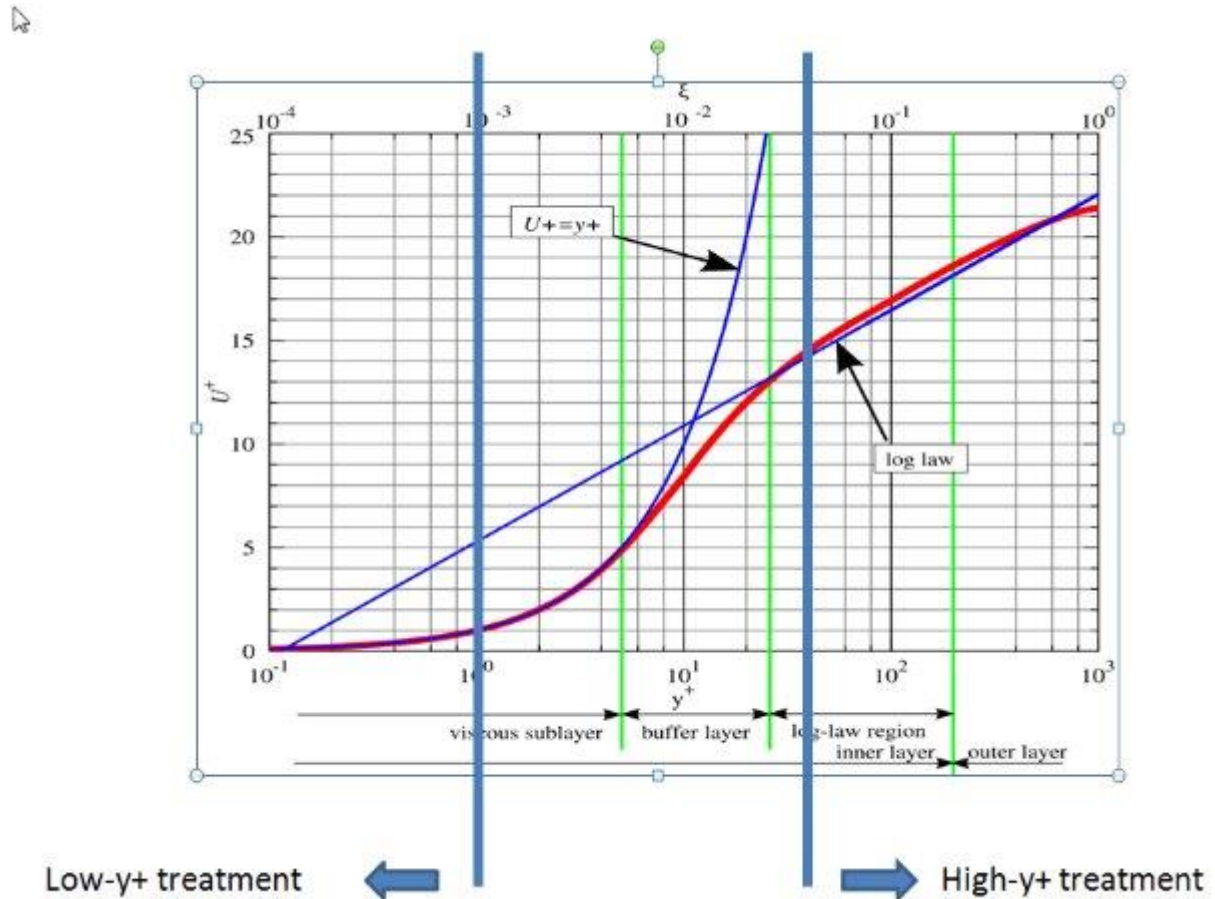


Ilustración 39. Comportamiento de la capa límite turbulenta

STAR-CCM + contiene los 2 modelos de tratamiento de pared ya comentados y añade un tercero:

3. **Tratamiento All Y_+ :** es un tratamiento de pared híbrido adicional que intenta combinar el tratamiento

de High Y^+ para mallas gruesas y el tratamiento de Low Y^+ para mallas finas. Está diseñado para proporcionar resultados similares a ambos pero también está formulado para producir respuestas razonables para mallas de resolución intermedia, cuando el centroide de la pared-célula cae dentro de la región de transición de la capa límite, es decir, cuando $1 < Y^+ < 30$, aunque en la literatura se aconseja que se busque un $Y^+ < 5$ para que el flujo quede bien modelado.

Cada opción de turbulencia de RANS tiene asociado un tratamiento de la pared que hay que tener en cuenta a la hora de modelar la malla. La validez de cada modelo puede evaluarse a posteriori analizando los valores de Wall Y^+ en todos los límites de la pared y comprobando que todos entran en el rango requerido.

En este trabajo, como se detalla y se ha explicado, se utilizan los modelos de turbulencia Realizable K-Epsilon Two Layers y SST K-Omega. Ambas opciones por defecto usan el modelo ALL Y^+ , que permite un amplio rango de valores de Y^+ . Aun así se establece el objetivo de conseguir para todos los análisis un $Y^+ < 5$ para que en todo caso, la primera celda entre dentro de la capa límite viscosa y la precisión obtenida sea mayor.

El valor del Y^+ depende de la velocidad del flujo por lo que no se puede calcular hasta que no se resuelve y converge el sistema de ecuaciones pero, como se ha dicho, los parámetros de la malla se establecen de tal manera que a posteriori salga un Y^+ menor que el determinado. Ante esta tesitura se hace imprescindible hacer una estimación inicial del tamaño de los elementos de la capa límite y, tras la ejecución de una primera simulación de CFD, se revisan los valores Y^+ calculados con esa malla. Estos darán una idea de si la estimación inicial ha sido buena o hay que refinar o engrosar la malla.

Para dicha estimación se realizan los siguientes pasos:

1. Partimos de la expresión de $Y^+ = \frac{\rho U_\tau y}{\mu}$.
2. Establecemos que $Y^+ = 5$.
3. $U_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}$
4. $\tau_w = \frac{1}{2} C_f \rho U_\infty^2$
5. $C_f = 0.058 Re_l^{-0.211}$

Así pues, si tomamos los siguientes valores:

$v = 15 \text{ m/s}$	$L = 0.4 \text{ m}$	$\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$	$\mu = 1.8 \cdot 10^{-5}$
----------------------	---------------------	-------------------------------	---------------------------

Obtenemos que la altura estimada para el elemento más cercano a la pared debe ser $y = 0.104 \text{ mm}$

Por otro lado de la literatura sabemos que el número adecuado de capas de elementos dentro de la capa límite debe estar entre 8 y 30 y el factor de crecimiento rondar entre 1.1 y 1.3. Con tal de conseguir una solución de compromiso en cuanto a número de celdas y acercarnos a la estimación inicial de “y”, se fijan los siguientes parámetros de capa límite¹²:

¹¹ Fórmula sugerida en la literatura para el Coeficiente de Fricción de una placa plana. Suponemos placa plana para simplificar y hacer posible el cálculo.

¹² Pendientes, claro está, de corroborar una vez hechos los análisis y sepamos la velocidad en la zona próxima a la pared y el correspondiente valor de Y^+ .

Prism Layer Total Thickness	1.3 mm
Number of Prism Layers	14
Prism Layer Stretching	1.2

REFERENCIAS

- [1] SIEMENS PLM, «The Steve Portal,» [En línea]. Available: <https://thesteveportal.plm.automation.siemens.com/>.
- [2] P. García, Análisis de las prestaciones de distintos paquetes software CFD en el estudio aerodinámico de un monoplaça de competición Fórmula Student, 2018.
- [3] C. d. P. Moreno, Diseño, análisis estructural y optimización aerodinámica del alerón trasero de un Formula Student: Proyecto ARUS, 2018.
- [4] C. d. P. Moreno, Diseño, análisis estructural y optimización aerodinámica del alerón trasero de un Formula Student: Proyecto ARUS.
- [5] J. Anderson's, Fundamentals Of Aerodynamics.
- [6] R. F. Stengel, Flight Dynamic, Princeton University Press, 2004.
- [7] D. Buellis, Studio aerodinamico di un UAV VTOL per missioni Search And Rescue mediante tecniche sperimentali e numeriche, Sevilla, 2018.
- [8] J. Katz, Race Car Aerodynamics, designing for speed, 1995.
- [9] H. H. H. a. R. W. B. J. Chris C. Critzos, National Advisory Committee for Aeronautics. Aerodynamic characteristics of NACA 0012 airfoil section at angles of attack from 0° to 180°, 1955.

